

文章编号:1674-8190(2019)01-036-10

倾转旋翼机冗余操纵的舵面分配策略和飞行转换路径分析

马存旺¹, 文嘉瑜², 宋彦国²

(1. 中国航天空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司, 北京 100074)

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

摘要: 倾转旋翼机的不同舵面存在冗余操纵, 而冗余舵面的分配策略和飞行转换路径对其控制重构具有重要的意义。对建立的小型无人倾转旋翼机全量非线性飞行动力学模型在不同飞行模式下的进行配平计算、模型线性化后, 求出单位操纵面位移所引起的俯仰、滚转和偏航力矩的改变量, 即考察倾转旋翼机各操纵面的操纵功效, 并对其结果进行详细分析, 以确定倾转旋翼机的冗余舵面控制重构能力; 确定各飞行模式下倾转旋翼机的操纵方式, 给出舵面分配策略的权重系数矩阵; 在此基础上, 提出三种不同的全模式飞行转换路径方案, 并分别计算三种方案下倾转旋翼机的飞行速度与前倾角、姿态角及操纵量的关系。结果表明: 三种方案都能实现对飞行器的合理操纵, 表明倾转旋翼机的冗余舵面控制重构是可以实现的。

关键词: 倾转旋翼机; 冗余操纵; 舵面分配; 飞行转换路径

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.005

Analysis of Control Surface Assignment Strategy and Flight Conversion Path for Redundant Manipulation of Tilt-rotorcraft

Ma Cunwang¹, Wen Jiayu², Song Yanguo²

(1. Cai Hong Unmanned Aerial Vehicle Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

(2. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The redundant manipulations on different control surfaces of tilt-rotorcraft are of great importance for its control reconfiguration. The nonlinear model trim and small perturbation linearization processing result are presented based on the small unmanned tilt-rotorcraft flight dynamics model. The pitch, roll and yaw moment changing results are obtained, and manipulation efficiency is analyzed in detail under independent control of the different control surface, which confirmed that redundant control surface of tilt-rotorcraft is of the reconfiguring capacity. Manipulation styles under different flight mode are determined, and weight coefficient matrix of allocation strategy of control surface is obtained. Based on the results of analysis, the three different full mode flight conversion paths are presented, and the relations among the flight speed and turn forward angle, attitude angle, manipulation quantity are calculated. The results show that manipulation efficiency can be achieved through the three conversion paths, and indicate that redundant control surface reconfiguring ability of tilt-rotorcraft can be realized.

Key words: tilt-rotorcraft; redundant manipulation; control surface assignment; flight conversion path

收稿日期: 2018-03-04; 修回日期: 2018-07-01

通信作者: 马存旺, cunwangma@aliyun.com

引用格式: 马存旺, 文嘉瑜, 宋彦国. 倾转旋翼机冗余操纵的舵面分配策略和飞行转换路径分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 36-45, 146.
Ma Cunwang, Wen Jiayu, Song Yanguo. Analysis of control surface assignment strategy and flight conversion path for redundant manipulation of tilt-rotorcraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 36-45, 146. (in Chinese)

0 引言

倾转旋翼机作为一种独特的航空器,通过直升机模式与固定翼模式之间的转换(短舱能够进行 $-5^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 倾转),可同时具备直升机的垂直起降能力以及固定翼飞机高速、大航程的优点,有效扩大了飞行器的飞行包线。该类飞行器具有变体、变转速特点,由于短舱的倾转,致使飞行器的气动、动力学、控制等问题非常复杂,稳定性和控制特性会有明显改变,飞行动力学模型也要比其他飞行器更加复杂。国外针对该问题较早进行了研究,例如由 NASA 埃姆斯研究中心和 STI 公司开发的 GTRS (Generic Tiltrotor Aircraft Simulation) 软件^[1-2]应用于倾转旋翼机的设计和飞行力学研究;G. D. Klein^[3]在已有的直升机软件基础上,建立了倾转旋翼机直升机模式和固定翼飞机模式的线性状态空间模型,进行稳定性和操纵性分析,但该模型没有考虑旋翼对机翼的气动干扰问题,也没有对倾转过渡模式进行研究;M. Miller 等^[4]针对 V22 倾转旋翼机建立飞行动力学模型,进行了倾转旋翼飞行器各个飞行模式的稳定飞行计算。国内,沙虹伟等^[5-6]通过理论建模方法得到了倾转旋翼样机不同飞行模式下的线性化模型,在考虑旋翼/旋翼与旋翼/机身干扰情况下总结出了倾转旋翼机飞行动力学特性,同时采用特征结构配置和反馈控制技术进行了倾转旋翼机姿态控制器设计。

由于过渡过程中直升机和固定翼飞机的两套操纵方式加上发动机短舱的倾转共同参与此过程的操纵,此时必须考虑过渡过程的合理速度范围,保证旋翼和机翼的升力满足飞行的需要,同时还必须保证三种飞行模式下的操纵量和机体姿态的变化是连续的,导致倾转旋翼机的过渡飞行过程是其最重要、最复杂、最不安全的飞行模式。J. Jang^[7]采用了 V. E. Gavito 对故障系统重构的方法^[8]对飞机纵向故障面进行特征值和特征向量配置进行设计,实现了对飞行器的冗余操纵;Marc Gervais^[9]、夏青元等^[10-11]和吉国明等^[12]考虑了倾转旋翼机存在多冗余操纵面,分析其机理,期望可以通过改变控制律,利用其他操纵面来实现故障操纵面的功能,从而提高倾转旋翼机的安全性;宋彦国等^[13-15]对倾转旋翼机验证机进行飞行动力学建模,并对冗余操纵面的飞行控制技术与全模式试飞

试验技术开展了相关研究,实现了小型无人倾转旋翼机全模式的飞行试验。

本文基于已建立的全量非线性倾转旋翼机飞行动力学模型,对不同飞行状态下的非线性模型进行配平计算、模型线性化,并重点对操纵功效进行分析,并以操纵功效分析结果为依据,给出各飞行模式下的舵面分配策略;在此基础上,对倾转旋翼机在直升机模式下起飞,然后加速进入过渡模式,最后进入飞机模式的策略进行配平计算分析,给出三条全模式飞行转换路径,期望能为基于冗余操纵面进行自适应控制律重构设计提供参考。

1 倾转旋翼机飞行动力学建模

1.1 六自由度飞行动力学方程

考察某小型无人倾转旋翼机,长 1.8 m,宽 1.7 m,高 0.6 m,旋翼直径 1.2 m,其坐标系定义如图 1 所示。

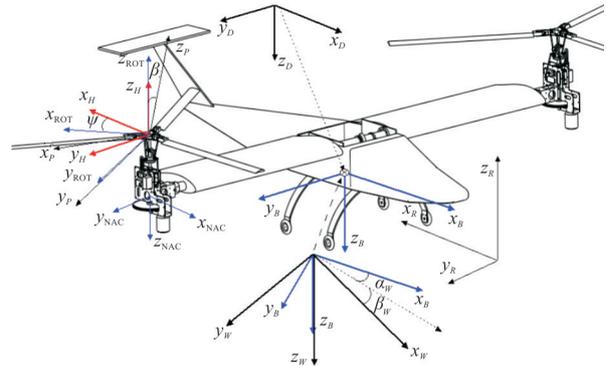


图 1 倾转旋翼机坐标系定义

Fig. 1 Definition of the coordinate system of the tilt-rotorcraft

在机体坐标系下,倾转旋翼机的外力和外力矩为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_R + X_F \\ Y_R + Y_F \\ Z_R + Z_F \\ L_R + L_F \\ M_R + M_F \\ N_R + N_F \end{bmatrix} \quad (1)$$

重力表示为

$$\begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin\theta \\ mg \cos\theta \sin\varphi \\ mg \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (2)$$

速度微分方程为

$$\begin{cases} m\left(\frac{dV_x}{dt} + V_z\omega_y - V_y\omega_z\right) + mg\sin\theta = X \\ m\left(\frac{dV_y}{dt} + V_x\omega_z - V_z\omega_x\right) + mg\cos\theta\cos\varphi = Y \\ m\left(\frac{dV_z}{dt} + V_y\omega_x - V_x\omega_y\right) - mg\cos\theta\sin\varphi = Z \end{cases} \quad (3)$$

本文所研究的倾转旋翼机关于 $X_B - Z_B$ 平面对称,因而忽略转动惯量 I_{xy} 和 I_{yz} 的影响,得到角速度微分方程:

$$\begin{cases} I_x \frac{dp}{dt} + qr(I_z - I_y) - (pqz + \frac{dr}{dt})I_{xz} = L \\ I_y \frac{dq}{dt} + rp(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} = M \\ I_z \frac{dr}{dt} + pq(I_y - I_x) - (\frac{dp}{dt} - qr)I_{xz} = N \end{cases} \quad (4)$$

三个欧拉角(滚转角 φ ,俯仰角 θ ,偏航角 Ψ)来描述其相对于地面坐标系的姿态,得到欧拉角与角

速度的关系为

$$\begin{cases} \frac{d\varphi}{dt} = p + \tan\theta(rcos\varphi + qsin\varphi) \\ \frac{d\theta}{dt} = qcos\varphi - rsin\varphi \\ \frac{d\Psi}{dt} = \frac{1}{\cos\theta}(rcos\varphi + qsin\varphi) \end{cases} \quad (5)$$

式(1)~式(5)中包括左(右)旋翼、机翼、左(右)短舱、机身、平尾、垂尾各模型,详细过程及结果可参阅文献[5,13,15]。

当计算出合外力和合外力矩时,根据六自由度动力学方程即可求得其运动状态。

1.2 非线性飞行动力学模型分析

上文描述的非线性飞行动力学模型如图 2 所示,包括操纵输入模块、气动力计算模块及输出状态模块。

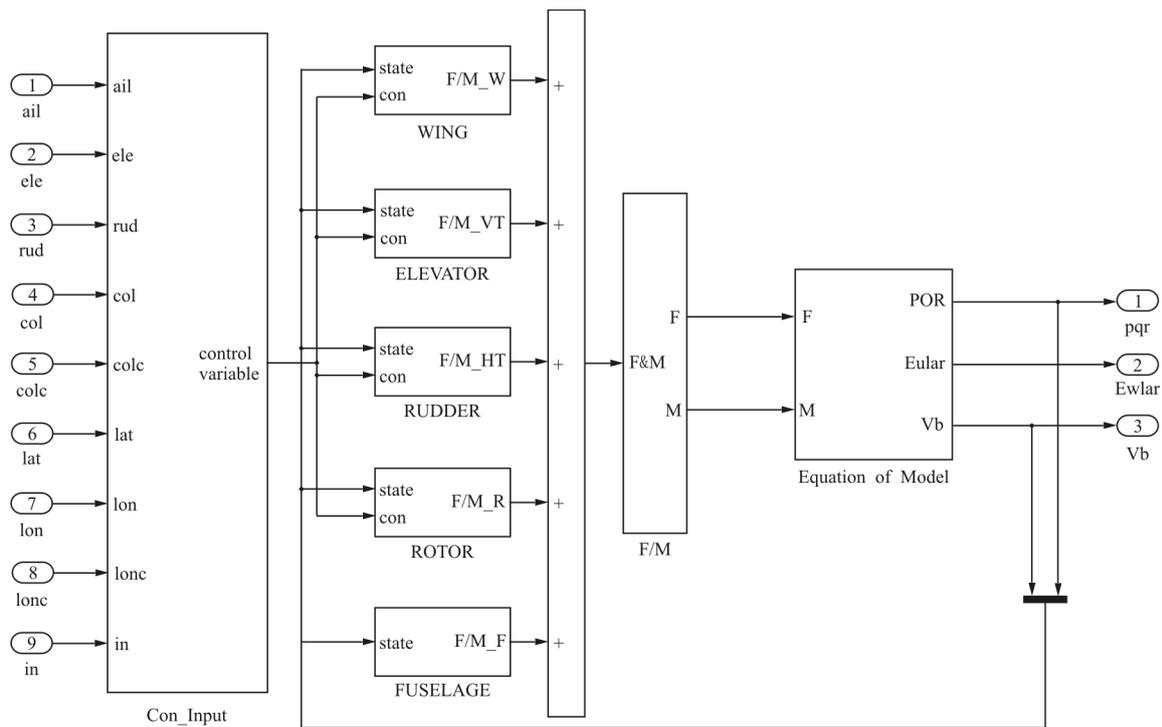


图 2 倾转旋翼机非线性飞行动力学模型

Fig. 2 The nonlinear flight dynamic model of tilt-rotorcraft

(1) 操纵输入模块:包括副翼操纵 δ_a 、升降舵 δ_e 、方向舵 δ_r 、总距 δ_{col} 、总距差动 δ_{colc} 、横向周期变距 δ_{lat} 、纵向周期变距 δ_{lon} 、纵向周期变距差动 δ_{lonc} 以及短舱倾角 δ_{nac} 。

(2) 气动力计算模块:包括机翼、旋翼、机身、

平尾、垂尾以及短舱的气动力及力矩,并计入飞机自身重量,一起作为动力学方程输入量。

(3) 输出状态模块:包括体轴系下的速度 (U, V, W) ,角速度 (p, q, r) ,姿态角 (φ, θ, Ψ) 和位置 (x_D, y_D, z_D) 。

在过渡阶段中,前飞速度与短舱前倾角构成安全飞行走廊,走廊下边界机翼升力限制了最小飞行速度,上边界由桨叶失速、功率等因素限制了最大前飞速度。结合配平计算出前飞速度与短舱前倾角之间的匹配关系,确定出某小型无人倾转旋翼机过渡阶段的速度范围(15~25 m/s)。

从悬停状态开始,逐渐加速飞行,当速度达到 15 m/s 左右时短舱开始倾转,到倾转旋翼机从直升机模式过渡到固定翼模式,速度达到 25 m/s,整个过渡阶段是一个加速过程,进入固定翼模式继续加速飞行,最大速度为 40 m/s。

通过选取一系列配平点,计算在舵面独立控制的操纵方式下,单位操纵面位移所引起的气动力矩改变量,即可考察倾转旋翼机的操纵功效,结果如图 3~图 5 所示。

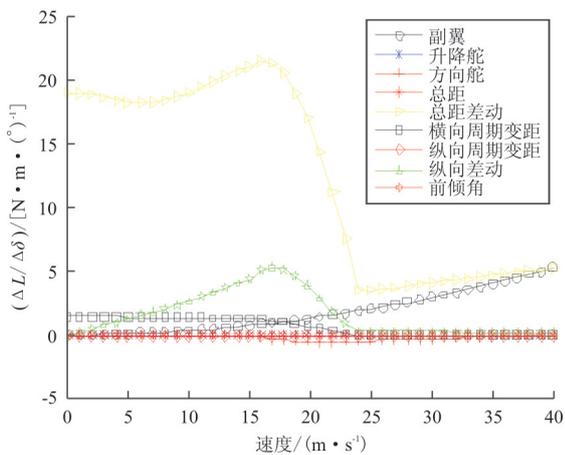


图 3 各操纵面滚转力矩功效

Fig. 3 Effect of roll moment on different control surface

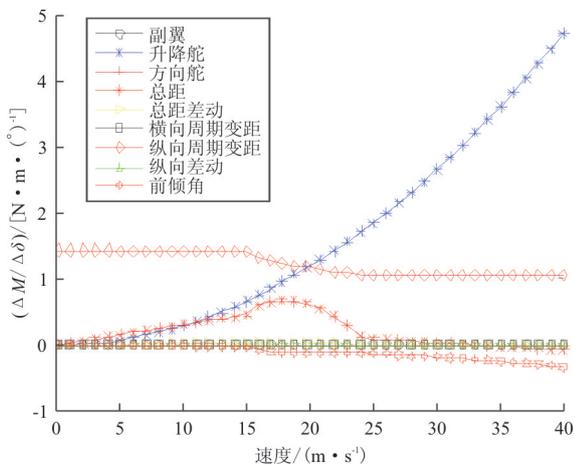


图 4 各操纵面俯仰力矩功效

Fig. 4 Effect of pitch moment on different control surface

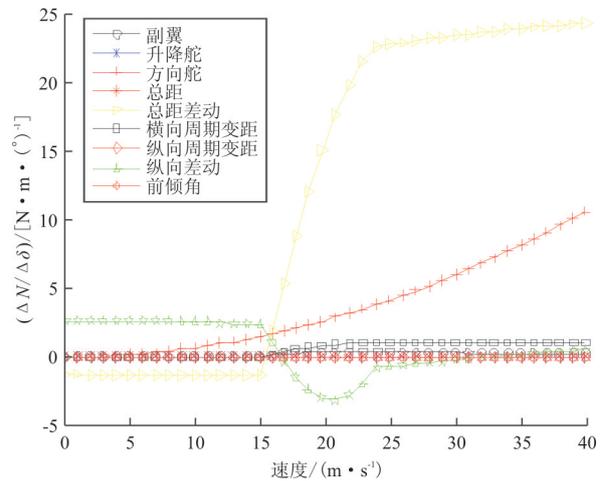


图 5 各操纵面偏航力矩功效

Fig. 5 Effect of yaw moment on different control surface

从图 3~图 5 可以看出:不同操纵面在一定条件下能提供相同的操纵功效,具体分析如下:

(1) 直升机模式(速度 0~15 m/s)

①对于滚转力矩,从图 3 可以看出:总距差动引起的滚转力矩功效最大,原因是桨毂中心距离倾转旋翼机中心距离较长,随着前飞速度的增加,总距差动的滚转力矩功效变化不大;纵向周期变距差动具有一定的滚转力矩功效,且随前飞速度的增大而逐渐增大;副翼产生的滚转力矩功效也随着前飞速度的增加而逐渐增大;横向周期变距的滚转力矩功效基本不受前飞速度的影响。

②对于俯仰力矩,从图 4 可以看出:纵向周期变距产生的俯仰力矩功效最大;随前飞速度增加,升降舵的俯仰力矩功效逐渐体现出来;总距的俯仰力矩功效且随着前飞速度的增加而逐渐增大。

③对于偏航力矩,从图 5 可以看出:随前飞速度的增加,方向舵逐渐产生偏航力矩功效;纵向差动和总距差动都具有一定的偏航力矩功效且不随前飞速度增大而改变。

(2) 过渡模式(15~25 m/s)

①对于滚转力矩,从图 3 可以看出:随前飞速度的增加(短舱逐渐倾转),总距差动产生的滚转力矩迅速下降,总距差动由控制滚转通道逐渐过渡向控制航向通道;在倾转过渡前期,纵向差动的滚转力矩继续随前飞速度而增大,到了倾转过渡中后期,纵向差动的滚转力矩功效逐渐下降,其原因与总距差动滚转力矩功效随短舱前倾而下降相同;进入飞机模式后纵向差动滚转力矩功效基本为零;横

向周期变距的滚转力矩功效随短舱前倾而逐渐减小;副翼的滚转力矩功效随前飞速度增加而继续增大。

②对于俯仰力矩,从图 4 可以看出:纵向周期变距的俯仰力矩功效随着速度增加、短舱前倾而逐渐下降;副翼的滚转力矩功效随着前飞速度增加而逐渐增大。

③对于偏航力矩,从图 5 可以看出:由于短舱前倾,总距差动的偏航力矩功效迅速上升;方向舵的偏航力矩功效也随着前飞速度增加而增大;纵向差动的俯仰力矩功效随短舱前倾而逐渐减小,下降到零之后开始产生负功效并逐渐增大,达到极大值后又逐渐下降,原因是纵向差动产生偏航力矩的主要贡献为两侧旋翼气动力在机体 x 轴方向上的分量,当施加纵向差动后,前倒侧旋翼拉力下降,使 x 方向上的分量有所减小,而前倒角又使得拉力方向靠近机体 x 轴从而使得 x 轴上的分量有所增大,前述减小量和增大量在短舱倾转到一定角度时恰好抵消,后倒侧旋翼过程与前倒侧旋翼刚好相反。

(3) 飞机模式(25~40 m/s)

①对于滚转力矩,从图 3 可以看出:总距差动的滚转力矩功效基本不随前飞速度变化;横向周期变距不再有滚转力矩功效。纵向差动的滚转力矩功效很小,这是由于在飞机模式下两副旋翼上的拉力均较小。

②对于俯仰力矩,从图 4 可以看出:纵向周期变距的俯仰力矩功效基本不随前飞速度变化;升降舵的俯仰力矩功效随前飞速度逐渐增大并占主导地位。

③对于偏航力矩,从图 5 可以看出:随着前飞速度增加,方向舵的偏航力矩功效逐渐增大,总距差动在飞机模式下会产生很大的偏航力矩功效;横向周期变距的偏航力矩功效较小且不随前飞速度变化。

2 舵面分配策略

2.1 操纵方式

为了实现对倾转旋翼机的有效操纵,其舵面分配如下:

(1) 直升机模式下,总距同步操纵实现垂向运动,纵向周期变距实现纵向运动,总距差动实现横

滚运动,纵向周期变距差动实现航向操纵。

(2) 过渡模式下,随着短舱不断倾转,横向周期变距从控制横滚运动向航向运动过渡,纵向周期变距差动从控制航向运动向横滚运动过渡;过渡模式后期,总距差动的横向/航向通道间耦合不断增强,故在倾转过渡模式选择横向周期变距和副翼共同控制横向通道。

(3) 飞机模式下,总距同步对前飞速度进行控制,升降舵实现纵向运动,副翼实现横滚运动,方向舵实现航向操纵。

不同飞行模式下各通道的舵面分配如表 1 所示。

表 1 不同飞行模式下各通道的舵面分配

Table 1 Effector allocation of each channel under different flight modes

飞行模式	舵面分配			
	前飞	横向	纵向	航向
直升机模式	$\delta_{lon}/\delta_{nac}$	$\delta_{colc}/\delta_{lat}$	$\delta_{lon}/\delta_{nac}$	δ_{lonc}
过渡模式	$\delta_{lon}/\delta_{col}/\delta_{nac}$	δ_{colc}/δ_a	$\delta_{lon}/\delta_e/\delta_{nac}$	δ_{lonc}/δ_r
飞机模式	δ_{col}	δ_a/δ_{colc}	δ_e/δ_{lon}	$\delta_r/\delta_{colc}/\delta_{lat}$

2.2 舵面分配权重系数

以操纵功效分析结果为依据,在确定各飞行模式下的操纵方式之后,设计各飞行模式下的操纵分配策略,完成整个过渡阶段。

定义四个通道的操纵输入为

$$\mathbf{U} = [U_{fwd/vert} \quad U_{lat} \quad U_{lon} \quad U_{head}]^T \quad (6)$$

式中: $U_{fwd/vert}$ 为前向/垂向速度通道操纵输入; U_{lat} 为横向通道操纵输入; U_{lon} 为纵向通道操纵输入; U_{head} 为航向通道操纵输入。

进而定义

$$\begin{bmatrix} U_{fwd/vert} \\ U_{lat} \\ U_{lon} \\ U_{head} \end{bmatrix} = \mathbf{K} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \\ \delta_{col} \\ \delta_{colc} \\ \delta_{lat} \\ \delta_{lon} \\ \delta_{lonc} \\ \delta_{nac} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & k_{14} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ k_{21} & 0 & 0 & 0 & k_{25} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_{32} & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{37} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_{43} & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{48} & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中,矩阵 \mathbf{K} 为各通道操纵分配权重系数,根据不同飞行模态改变 \mathbf{K} 中的非零系数,从而完成飞行模态的转换。

(1) 在直升机模式下,选取系数矩阵 \mathbf{K} 为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

即

$$\begin{cases} U_{\text{fwd/vert}} = \delta_{\text{col}} \\ U_{\text{lat}} = \delta_{\text{col}} \\ U_{\text{lon}} = \delta_{\text{lon}} \\ U_{\text{head}} = \delta_{\text{lonc}} \end{cases} \quad (9)$$

此时倾转旋翼机的操纵方式与横列式直升机

相同,即前向/垂向速度通道、横向、纵向和航向通道分别由总距、总距差动、纵向周期变距和纵向周期变距差动进行控制。

在飞机模式下,倾转旋翼机的操纵方式与固定翼螺旋桨飞机相同,此时,将系数矩阵 \mathbf{K} 选取为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

即

$$\begin{cases} U_{\text{fwd/vert}} = \delta_{\text{col}} \\ U_{\text{lat}} = \delta_{\text{a}} \\ U_{\text{lon}} = \delta_{\text{e}} \\ U_{\text{head}} = \delta_{\text{r}} \end{cases} \quad (10)$$

(2) 在飞机模式下,前向/垂向速度通道、横向通道、纵向通道和航向通道分别由总距、副翼、升降舵和方向舵进行控制。

(3) 在倾转过渡模式下,将系数矩阵 \mathbf{K} 选取为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sin\delta_{\text{nac}} & 0 & 0 & 0 & \sin\delta_{\text{nac}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin\delta_{\text{nac}} & 0 & 0 & 0 & 0 & \sin\delta_{\text{nac}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sin\delta_{\text{nac}} & 0 & 0 & 0 & 0 & \sin\delta_{\text{nac}} & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

即按照短舱前倾角的正余弦函数平滑地过渡各个通道的操纵输入,使得从直升机模式转换到飞机模式的过程中,直升机操纵逐渐退出各通道的控制,飞机舵面逐渐加入各通道的控制。

从矩阵(11)可以看出:在倾转过渡模式,总距操纵对前向/垂向速度通道进行控制;随着旋翼短舱的倾转,副翼、升降舵和方向舵的操纵功效逐渐增加,而总距差动操纵由控制横向通道逐渐转换至航向通道,纵向周期变距控制纵向通道的操纵功效逐渐下降,纵向周期变距差动操纵由控制航向通道逐渐转换至控制横向通道且功效逐渐下降。因而选择上述过渡模式分配策略。

3 飞行转换路径

3.1 非线性模型配平

在分析全模式飞行路径时,需要用到系统平衡点,因而需要对倾转旋翼机数学模型进行配平计算,以确定其不同飞行路径下飞行的速度、姿态角以及操控量的关系。直升机模式和固定翼模式的配平与传统直升机和固定翼飞机类似。倾转过渡模式下的配平分析也是确保飞行器处于平衡状态,作用于飞行器上的力和力矩等于 0。

飞行器飞行动力学方程组可表示如下:

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \quad (12)$$

式中: x 为状态变量, 包括机体坐标系下三轴速度 (U, V, W) , 角速度 (p, q, r) , 姿态角 (φ, θ, Ψ) ; u 为操纵变量, 包括 $\delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_{col}, \delta_{colc}, \delta_{lat}, \delta_{lon}, \delta_{lonc}$ 以及 δ_{nac} ; t 为时间变量。

从数学角度讲, 配平计算的任务就是要找使系统状态导数为 0 的点, 即

$$f(x_0, u_0) = 0 \quad (13)$$

式中: x_0 和 u_0 为飞行器在稳定飞行中状态量和操纵量的配平值。

本文利用 MATLAB 中的 trim 函数对飞行器非线性模型进行配平计算。在配平计算过程中, 首先, 得到机体前飞速度与不同飞行模式之间的对应关系, 因此应该充分考虑飞行器在不同飞行模式, 特别是倾转过渡模式下的合理速度范围; 其次, 精细规划旋翼轴倾转角的变化过程, 使得旋翼和机翼产生的气动力能够满足定常飞行的需要; 最后, 保证各个飞行模式下飞行器状态量和操纵量的变化是连续的。

3.2 转换路径

倾转旋翼机的多个不同操纵面在一定条件下具有相同的操纵功效, 且从直升机模式进入过渡模式以及从过渡模式到飞机模式有很多切入点。因此, 倾转旋翼机在整个全模式范围内有多条飞行转化路径。下文针对倾转旋翼机在直升机模式下起飞, 然后加速飞行进入过渡模式, 最后进入飞机模式的策略进行配平计算分析。

3.2.1 转换路径 1

全模式仅用旋翼对倾转旋翼机进行控制, 固定翼模式的舵面保持不变。在此条件下, 配平计算结果如图 6~图 8 所示。

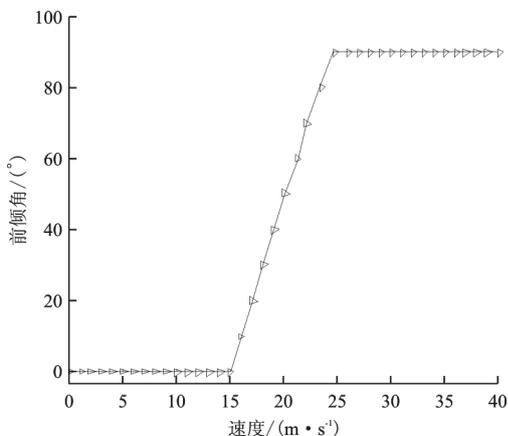


图 6 前倾角随速度变化曲线(路径 1)

Fig. 6 Diagram of turn forward angle with speed(Path 1)

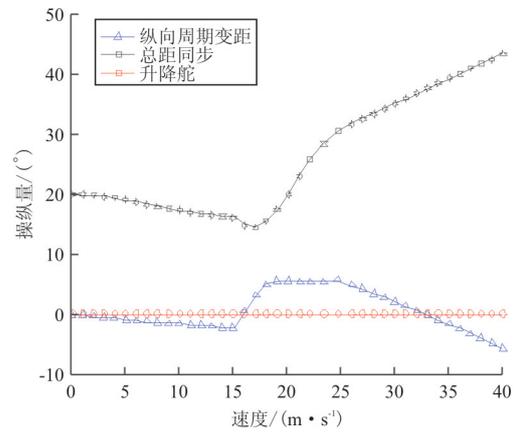


图 7 操纵量随速度变化曲线(路径 1)

Fig. 7 Diagram of manipulation with speed(Path 1)

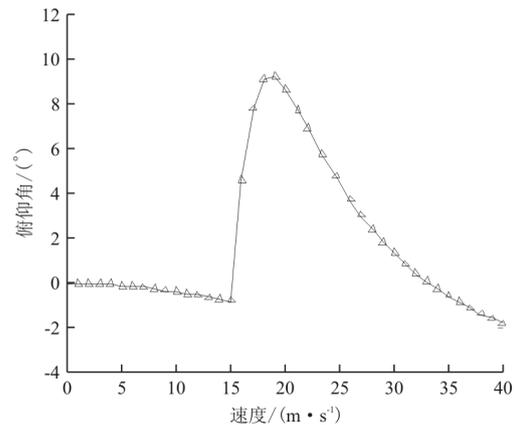


图 8 俯仰角随速度变化曲线(路径 1)

Fig. 8 Diagram of pitch angle with speed(Path 1)

(1) 直升机模式

从图 6 可以看出: 直升机模式的前飞速度为 0~15 m/s, 在该飞行模式下, 飞机舵面不参与操纵控制。从图 7 可以看出: 随前飞速度的增加, 旋翼总距同步操纵量逐渐减小, 纵向周期变距逐渐增大。总距同步操纵的变化是由于诱导功率随前飞速度的增加而减小, 导致旋翼的需用功率减小, 而速度继续增大时, 机翼产生的升力也会逐渐增大, 从而使得总距同步操纵量减小。纵向周期变距的变化是由于直升机模式下随着前飞速度不断增加, 旋翼产生的前向力也要不断增大的原因所致, 从而使机体逐渐低头, 俯仰角逐渐负向增大, 如图 8 所示。

(2) 过渡模式

在倾转过渡模式时, 倾转旋翼机在桨轴前倾角

由 0 逐渐增大到 90°的过程中为倾转过渡飞行模式,其对应的前飞速度为 15~25 m/s。在该模式下,随着旋翼轴倾转角的增大,机体前飞速度逐渐增大,旋翼总距同步操纵逐渐增加,这是因为桨轴倾转后旋翼的轴向来流增大,导致桨叶有效迎角减小,为了使旋翼产生更大的有效拉力和前向力分量,需要增加旋翼总距。在倾转过渡模式配平过程中,期望倾转旋翼机能以正的俯仰姿态进行定直飞行,使机翼可产生更大的升力,用来消除由于旋翼短舱前倾角倾转使总距产生的垂向拉力减小的影响,从而保持飞机不掉高度,俯仰角变化如图 8 所示。整个倾转过渡模式,倾转旋翼机俯仰运动均由纵向周期变距控制,俯仰角姿态在刚刚倾转时变化较大,原因主要是随着短舱前倾,旋翼拉力在 Z 负方向的分量变化不大,但产生了一个在 X 向的力臂,正的俯仰力矩的出现导致倾转旋翼机抬头,随着短舱继续前倾,旋翼拉力在 X 向的分量逐渐增大,在 Z 负方向的分量逐渐减小,因此产生的俯仰力矩逐渐减小,俯仰角也逐渐减小。从图 6~图 8 可以看出:在倾转过渡模式下配平计算得到的倾转旋翼机各状态量和操纵量变化相对平稳,没有出现较大的跳跃运动,符合实际飞行操纵习惯,表明所选择的过渡飞行路径是可行的。

(3) 飞行模式

在飞机模式时,当旋翼轴倾转至于机身垂直时 ($\delta_{nac} = 90$),倾转旋翼机进入飞机模式,此时对应的前飞速度为 25~40 m/s。在该飞行模式下,随着前飞速度的不断增大,旋翼要产生更大的前向拉力来平衡不断变大的机体阻力,旋翼总距同步操纵也随着增加。在飞机模式中,倾转旋翼机俯仰运动均由纵向周期变距控制为了使飞行器按照固定翼飞机的飞行特性进行配平计算,随着前飞速度增加,机体俯仰角逐渐变小。

3.2.2 转换路径 2

直升机模式时,由于飞机操纵功效不足,采用旋翼进行控制,进入过渡阶段(15~25 m/s)不再使用旋翼,仅采用舵面对倾转旋翼机进行控制,进入飞机模式仍然仅采用舵面控制。计算结果如图 9~图 11 所示。

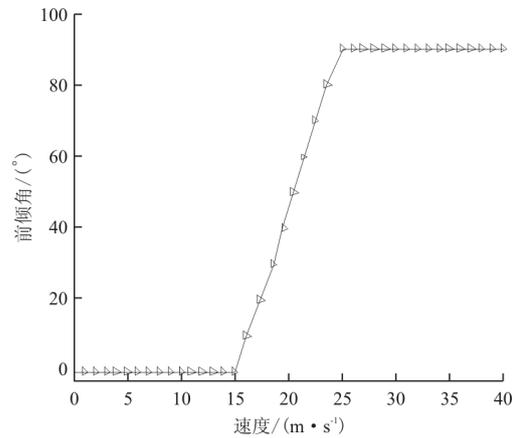


图 9 前倾角随速度变化曲线(路径 2)

Fig. 9 Diagram of turn forward angle with speed(Path 2)

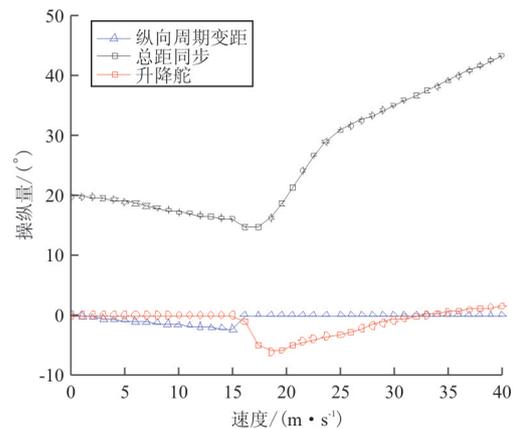


图 10 操纵量随速度变化曲线(路径 2)

Fig. 10 Diagram of manipulation with speed(Path 2)

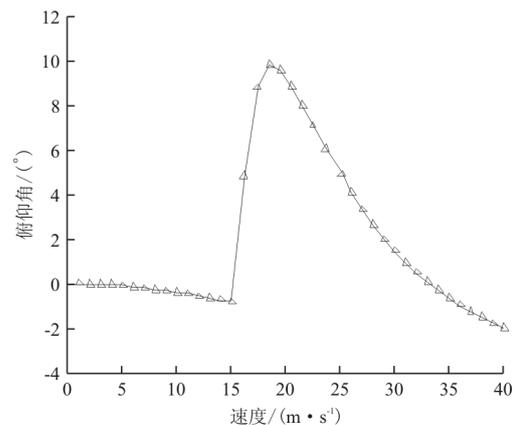


图 11 俯仰角随速度变化曲线(路径 2)

Fig. 11 Diagram of pitch angle with speed(Path 2)

(1) 直升机模式

在直升机模式时,由于纵向运动采用旋翼纵向周期变距控制,跟飞行转换路径 1 中相同,在此不

再赘述。

(2) 过渡模式

在倾转过渡模式时,倾转旋翼机在桨轴前倾角由 0° 逐渐增大到 90° 的过程中为倾转过渡飞行模式,其对应的前飞速度为 $15\sim 25\text{ m/s}$ 。在该飞行模式下,随着旋翼轴倾转角的增大,机体前飞速度逐渐增大,旋翼总距同步操纵逐渐增加,这是因为桨轴倾转后旋翼的轴向来流增大,导致桨叶有效迎角减小,为了使旋翼产生更大的有效拉力和前向力分量,需要增加旋翼总距。在倾转过渡模式配平过程中,期望倾转旋翼机能以正的俯仰姿态进行定直飞行,使机翼可产生更大的升力,用来消除由于旋翼短舱前倾角倾转使总距产生的垂向拉力减小的影响,从而保持飞机不掉高度,俯仰角变化如图 11 所示。进入倾转过渡阶段后旋翼纵向周期变距处于平衡位置,仅采用升降舵控制倾转旋翼机的俯仰姿态,从图 10 可以看出:升降舵往负方向偏转,使平尾的有效迎角减小,从而产生一个正的俯仰力矩使倾转旋翼机抬头。从图 9~图 11 可以看出:在倾转过渡模式下配平计算得到的倾转旋翼机各状态量和操纵量变化相对平稳,没有出现较大的跳跃运动,符合实际飞行操纵习惯,表明所选择的过渡飞行路径是可行的。

(3) 飞行模式

在飞机模式时,当旋翼轴倾转至于机身垂直时 ($\delta_{\text{nac}}=90^\circ$),倾转旋翼机进入飞机模式,此时对应的前飞速度为 $25\sim 40\text{ m/s}$ 。在该飞行模式下,随着前飞速度的不断增大,旋翼要产生更大的前向拉力来平衡不断变大的机体阻力,旋翼总距同步操纵也随着增加。在飞机模式中,倾转旋翼机俯仰运动均由升降舵控制,随着前飞速度的增加,升降舵的操纵功效逐渐增大且机体俯仰角逐渐变小,因此升降舵偏量逐渐减小,保证了倾转旋翼机按照固定翼飞机的飞行特性前飞。

3.2.3 转换路径 3

直升机模式采用旋翼进行配平计算,根据 3.2.2 节的切换策略,在倾转过程中采用旋翼和舵面协同控制的方式,当短舱前倾角等于 60° 时不再使用旋翼,仅通过改变舵偏角控制飞机姿态,进入飞机模式仍然只用飞机舵面进行控制,计算结果如图 12~图 14 所示。

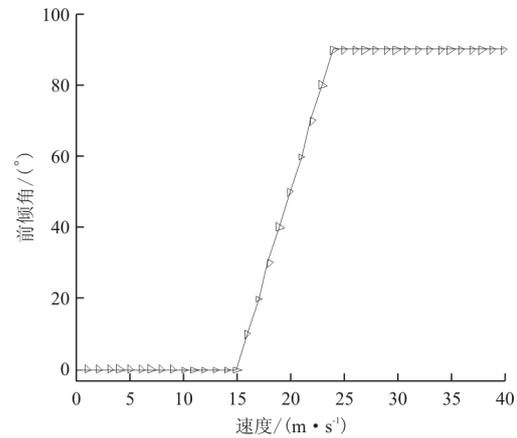


图 12 前倾角随速度变化曲线(路径 3)

Fig. 12 Diagram of turn forward angle with speed(Path 3)

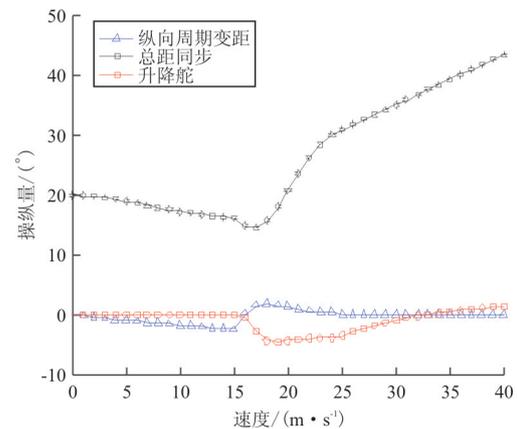


图 13 操纵量随速度变化曲线(路径 3)

Fig. 13 Diagram of manipulation with speed(Path 3)

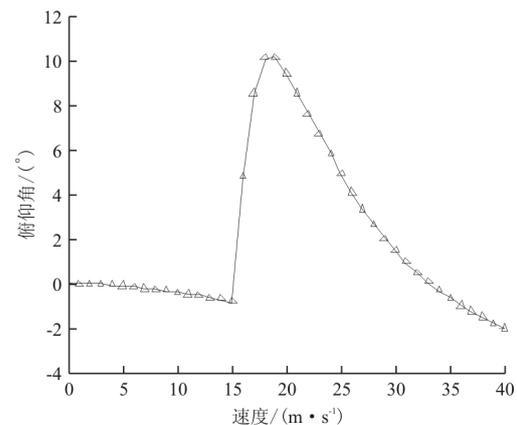


图 14 俯仰角随速度变化曲线(路径 3)

Fig. 14 Diagram of pitch angle with speed(Path 3)

(1) 直升机模式

在直升机模式下,用纵向运动采用旋翼纵向周期变距控制,和飞行转换路径 1、飞行转换路径 2

中相同,在此不再重复。

(2) 过渡模式

在过渡模式下,15~25 m/s 前倾角逐渐从 0° ~ 90° (如图 12 所示),旋翼的轴向来流逐渐增大,使桨叶有效迎角减小,因此需要增加总距操纵量使旋翼产生有效拉力。随着前飞速度的增加,升降舵偏角逐渐增大,纵向周期变距逐渐减小,共同为过渡阶段提供俯仰力矩以保持飞机的俯仰姿态,进入过渡阶段后期,纵向周期变距减小到 0,完成直升机模式到飞机模式的过渡,如图 13 所示。俯仰角姿态在刚倾转时变化较大(如图 14 所示),原因主要是随着短舱前倾,旋翼拉力在 Z 负方向的分量变化不大,但产生了一个在 X 向的力臂,正的俯仰力矩的出现导致倾转旋翼机抬头,随着短舱继续前倾,旋翼拉力在 X 向的分量逐渐增大,在 Z 负方向的分量逐渐减小,因此产生的俯仰力矩逐渐减小,俯仰角也逐渐减小。从图 12~图 14 可以看出:在倾转过渡模式下配平计算得到的倾转旋翼机各状态量和操纵量变化相对平稳,没有出现较大的跳跃运动,符合实际飞行操纵习惯,表明所选择的过渡飞行路径是可行的。

(3) 飞行模式

在飞机模式下,倾转旋翼机可视为螺旋桨飞机(如图 13 所示),由于前飞速度逐渐增大,需要旋翼总距提供更大的拉力,因此旋翼总距增大;机翼提供升力以克服倾转旋翼机自身的重力;升降舵提供俯仰力矩控制倾转旋翼机的姿态;俯仰角随着前飞速度增大而减小(如图 14 所示)。

综上所述,三种飞行转换路径方案均可行,可为控制律重构提供保障。

4 结 论

(1) 计算了在舵面独立控制的操纵方式下,单位操纵面位移引起的气动力矩改变量,表明倾转旋翼机的冗余操纵面具有一定的操纵功效,在同一飞行模式下可以采用不同的舵面对飞行器进行控制。

(2) 给出了不同飞行模式下各通道分配权重系数矩阵,通过更改矩阵中各通道操纵分配的非零权重系数,可完成三种飞行模式转换。

(3) 针对倾转旋翼以直升机模式起飞,加速进入过渡飞行模式,最后进入飞机模式这一过程进行了配平计算,从理论上确定了三种可行的全模式飞

行转换路径方案。

(4) 三种方案都能实现对倾转旋翼机的飞行控制,表明倾转旋翼机的冗余舵面控制重构是可以实现的。

参考文献

- [1] Ferguson S W. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt-rotor aircraft[R]. NASA CR-166536, 1988.
- [2] Ferguson S W. Development and validation of a simulation for a generic tilt-proprotor aircraft[R]. NASA CR-166537, 1989.
- [3] Klein G D. Linear modeling of tilt-rotor aircraft(in helicopter and airplane modes) for stability analysis and preliminary design[D]. USA: Naval Postgraduate School, 1996.
- [4] Miller M, Narkiewicz J. Tilt-rotor modeling for simulation in various flight conditions[J]. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 44(4): 881-906.
- [5] 沙虹伟. 无人倾转旋翼机飞行力学建模与姿态控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
Sha Hongwei. A mathematical model of unmanned tilt-rotor aircraft and research on attitude control system design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [6] 沙虹伟, 陈仁良. 倾转旋翼机飞行力学特性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 749-754.
Sha Hongwei, Chen Renliang. Flight dynamics characteristic of tilt rotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 749-754. (in Chinese)
- [7] Jiang J. Design of reconfigurable control systems using eigenstructure assignment[J]. International Journal of Control, 1994, 59(2): 395-410.
- [8] Gavito V E, Colins D J. Application of eigenstructure assignment to self-reconfiguring aircraft MIMO controllers [J]. AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, 1987.
- [9] Marc Gervais. Tiltrotor noise reduction through flight trajectory management and aircraft configuration control[D]. Maryland: University of Maryland, 2004.
- [10] 夏青元, 徐景法, 金开宝. 倾转旋翼飞行器的建模和操纵策略分配[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. (in Chinese)
- [11] 夏青元, 徐锦法, 张梁, 等. 无人倾转旋翼飞行器冗余操纵控制策略设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014, 46(1): 121-128.
Xia Qingyuan, Xu Jinfa, Zhang Liang, et al. Redundant

- 拉粘结强度的研究[J]. 建筑材料学报, 2007, 10(5): 505-509.
- Gao Danying, Cheng Hongqiang, Zhu Haitang, et al. Splitting tensile bonding strength of steel fiber reinforced concrete to old concrete[J]. Journal of Building Materials, 2007, 10(5): 505-509. (in Chinese)
- [20] 彭艳周, 丁庆军, 胡曙光, 等. 硫铝酸盐水泥早强微膨胀钢管混凝土的制备[J]. 建筑材料学报, 2008, 11(6): 636-641.
- Peng Yanzhou, Ding Qingjun, Hu Shuguang, et al. Preparation of steel tube-confined concrete with high early-strength and micro expansion by using sulphoaluminate cement[J]. Journal of Building Materials, 2008, 11(6): 636-641. (in Chinese)
- [21] 柯国炬, 李北星, 赵尚传, 等. 路面机制砂水泥混凝土的强度与耐磨性研究[J]. 混凝土, 2009(10): 77-79.
- Ke Guojia, Li Beixing, Zhao Shangchuan, et al. Strength and abrasion resistance of pavement manufactured sand cement concrete[J]. Concrete, 2009(10): 77-79. (in Chi-

nese)

作者简介:

田耀刚(1978—),男,博士,副教授,博导。主要研究方向:道路与机场工程材料。

王帅飞(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:机场道路材料。

卢东(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:机场道路材料。

赵成(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:机场道路材料。

杨文奇(1967—),男,学士,正高级工程师。主要研究方向:公路与城市道路。

李炜光(1971—),男,博士,教授。主要研究方向:道路与机场工程材料。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 45 页)

- manipulation control strategy for unmanned tilt-rotor aircraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2014, 46(1): 121-128. (in Chinese)
- [12] 吉国明, 郑配云, 邓茅菁, 等. 倾转旋翼机转动机构运动学仿真分析[J]. 航空工程进展, 2015, 6(4): 452-459.
- Ji Guoming, Zheng Peiyun, Deng Maojing, et al. Kinematic simulation and analysis of tilt-rotor rotating mechanism[J]. Advances Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(4): 452-459. (in Chinese)
- [13] 宋彦国, 王焕瑾, 沙虹伟, 等. 倾转旋翼飞行器飞行力学模型研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 192-196.
- Song Yanguo, Wang Huanjin, Sha Hongwei, et al. Flight dynamic mathematical model of tilt aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(2): 192-196. (in Chinese)
- [14] 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)

- [15] 郭剑东, 宋彦国. 小型无人倾转旋翼机气动与操纵特性试验研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 107-112.

Guo Jiandong, Song Yanguo. Testing study on aerodynamics and control characteristic of a small unmanned tilt-rotor[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 107-112. (in Chinese)

作者简介:

马存旺(1977—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:无人旋翼飞行器总体设计。

文嘉瑜(1992—),男,博士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器飞行控制。

宋彦国(1973—),男,博士,副教授。主要研究方向:旋翼飞行器飞行控制。

(编辑:赵毓梅)