

文章编号: 1000-8055(2021)10-2036-16

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20200384

倾转四旋翼飞行器直升机模式操纵策略研究

周攀, 陈仁良, 俞志明

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

摘 要: 由于倾转四旋翼飞行器具有特殊的构型, 针对直升机模式下的操纵策略, 建立了样机的非线性飞行动力学模型并结合试验数据进行了验证, 提出了适用于直升机模式的四种操纵方式, 对比了不同操纵方式相应的配平值、操纵功效及操纵耦合, 随后确定了一组相对合理的操纵方式, 解决了倾转四旋翼飞行器在直升机模式下操纵冗余的问题。分析了重心位置对所确定操纵方式的配平特性和操纵功效的影响。结果表明: 纵横向通道下总距差动引起的操纵功效比周期变距联动大得多; 偏航通道下周期变距差动引起的操纵功效大于总距差动, 横向周期变距差动引起的交叉耦合小于纵向周期变距差动; 正常重心位置所得到的配平量和交叉耦合最小。

关 键 词: 倾转四旋翼飞行器; 飞行动力学模型; 配平; 操纵策略; 操纵功效; 操纵冗余
中图分类号: V212.4 **文献标志码:** A

Investigation of control strategy for quad-tilt-rotor aircraft in helicopter mode

ZHOU Pan, CHEN Renliang, YU Zhiming

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

Abstract: Quad-tilt-rotor aircraft is a vehicle of particular configuration. For its strategy of the helicopter mode, a nonlinear flight dynamic model was established for a prototype, and some relevant test were carried out. Four control strategies were proposed, and a relatively reasonable control strategy was determined by comparing the trim values, control efficiency and cross coupling. The control redundant problem of quad-tilt-rotor aircraft in helicopter mode was solved under the strategy. At last, the influence of the center of gravity location on trim characteristics and control efficiency was analyzed. The results showed that the main control efficiency of longitudinal and lateral channel obtained by collective differential was much greater than by linkage of cyclic pitch. The main control efficiency of yaw channel obtained by cyclic pitch differential was greater than by collective differential. The cross coupling of yaw channel obtained by lateral cyclic pitch differential was less than longitudinal cyclic pitch differential. The values of trimming and cross coupling were the minimum at the normal position of center of gravity.

收稿日期: 2020-09-13

基金项目: 国家自然科学基金(11672128); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 周攀(1992—), 男, 博士生, 主要从事直升机飞行动力学与控制方面的研究。

引用格式: 周攀, 陈仁良, 俞志明. 倾转四旋翼飞行器直升机模式操纵策略研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(10): 2036-2051. ZHOU Pan, CHEN Renliang, YU Zhiming. Investigation of control strategy for quad-tilt-rotor aircraft in helicopter mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2036-2051.

Key words: quad-tilt-rotor aircraft; flight dynamic model; trim; control strategy; control efficiency; control redundant

倾转旋翼飞行器兼具直升机的垂直起降以及固定翼飞机高速巡航能力,能在复杂的地形下高效地运作,该特点使得倾转旋翼飞行器一直是研究的热门^[1-2]。经过几十年的努力,倾转双旋翼飞行器的研究日趋成熟,代表机型有装备美军的V-22以及民用的BA609^[3-4]。为了进一步提高倾转旋翼飞行器的承载能力和性能要求,贝尔直升机公司提出了一种倾转四旋翼(QTR)的方案^[5]。该倾转旋翼机采用了前后平行的发动机短舱系统,其最大起飞质量高达70 t。

由于倾转四旋翼飞行器的优势,国内外都已经在不同方面对其进行了一定的研究。国外的研究者主要在气动性能方面展开^[6-8],而国内的学者在倾转四旋翼飞行力学特性以及倾转过渡时的控制方法等方面展开研究^[9-12]。虽然目前对倾转四旋翼飞行器在多方面都有了一定研究,但是针对直升机模式下的操纵策略研究还不全面,没有加以分析和对比。

倾转四旋翼飞行器是一种新型的飞行器,与倾转双旋翼飞行器相同的是,它也具有三种飞行模式:直升机模式,飞机模式以及倾转过渡模式。由于前后旋翼系统的存在,使其具有更多的操纵量,操纵冗余问题也会更加复杂,特别是在直升机模式下。文献[13]提出了不同飞行模式下的操纵方案,根据操纵功效的分析对比,确定了一组相对合理的操纵方式。文献[14]在引入混合操纵方程的基础上,定义了同时考虑姿态角及驾驶员工作负荷的性能指标,计算得到了倾转双旋翼飞行器在倾转过渡的动态最优过程。文献[15]提出了一种适用于倾转双旋翼飞行器在纵向平面内平直飞行时的操纵策略,减少了主控方程的个数,并利用最优化方法对飞行器进行了不同模式下的配平计算。文献[16]研究了倾转双旋翼飞行器在三种飞行模式下的操纵导数和操纵效率,提出了在倾转过渡模式下的操纵分配策略,简化了飞行控制器的设计。文献[17]为了实现倾转双旋翼飞行器在倾转过程中姿态的平滑过渡,采用了纵航向及垂横向的混合操纵模型,统一了不同飞行状态下的操纵舵面分配。虽然上述学者都进行了倾转双旋翼飞行器操纵策略方面的研究,但都是针对一套给定的操纵方法。倾转四旋翼飞行器的操纵输入

比倾转双旋翼飞行器的更多,在直升机模式下操纵舵面就有12个,不同舵面的操纵组合都能使飞行器达到预期的运动效果。

本文针对倾转四旋翼飞行器直升机模式下的操纵冗余问题,根据总距的联动和差动以及周期变距的联动和差动的组合,提出了直升机模式下四种不同的操纵方式。针对自行研制的倾转四旋翼飞行器样机,在考虑旋翼对机翼干扰的情况下,建立了适用于直升机模式的飞行动力学模型,主要包括旋翼模型、机翼模型、机身模型和垂尾模型。在此基础上研究了每一种操纵方式的配平特性、操纵功效及操纵耦合,随后确定了一组直升机模式下较为合理的操纵方式。最后分析了在该操纵方式下重心的位置对配平值、操纵功效及耦合的影响。

1 倾转四旋翼建模

本文倾转四旋翼飞行器样机的总体布局如图1所示。从图中可以看出,飞行器的气动部件包括旋翼、机翼、机身以及垂尾。前后的短舱-机翼系统相互平行,并且旋翼安装在机翼的两端。左前方旋翼为右旋旋翼并且相邻的两幅旋翼旋向相反。为了区分,四副旋翼分别用数字1、2、3和4表示。旋翼除了安装位置和旋向之间的差别外,其他设计参数均相同。

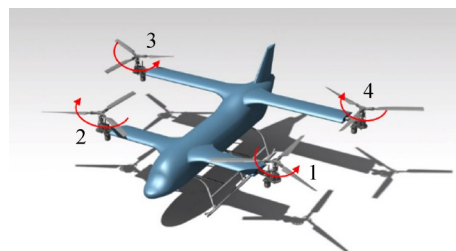


图1 倾转四旋翼飞行器总体布局图

Fig.1 Layout diagram of quad-tilt-rotor aircraft

倾转四旋翼飞行器的操纵面众多,直升机模式下每副旋翼既可以进行总距控制,也可以进行纵横向周期变距控制。当飞行器在垂向运动时,四副旋翼的总距改变相同的角度;飞行器进行纵向运动时,可以采用前后旋翼总距差动,也可以采用前后旋翼纵向周期变距联动;飞行器进行横向运动时,可以采用左右旋翼总距差动,也可以采用

左右旋翼横向周期变距联动;飞行器进行航向运动时,可以采用对角旋翼总距差动,也可以采用左右旋翼纵向周期变距差动,还可以采用前后旋翼横向周期变距差动。倾转四旋翼飞行器总体参数如表 1 所示。

表 1 倾转四旋翼飞行器总体参数

Table 1 General parameters of quad-tilt-rotor aircraft

参数	数值
全机质量/kg	60
旋翼转速/(r/min)	2 100
旋翼桨叶数量/片	3
旋翼半径/m	0.58
桨叶特征弦长/m	0.057
前机翼展长/m	1.6
后机翼展长/m	2.2
旋翼实度	0.093 8
单个旋翼电动机功率/kW	4.8
机翼平均弦长/m	0.3
前后机翼间距/m	1.2
机身长/m	2
机身宽/m	2.6
机身高/m	0.5

图 2 所示的为计算中采用的主要坐标系示意图,包括有地面坐标系 $O_d X_d Y_d Z_d$ 、机体坐标系

$O_b X_b Y_b Z_b$ 、气流坐标系 $O_w X_w Y_w Z_w$ 、旋翼轴固定坐标系 $O_s X_s Y_s Z_s$ 等等。

其中 O' 位于机体构造基准线上并在两倾转轴纵向位置的中点。 O 为本文相关计算所采用的重心位置,该点到 O' 的纵向距离为 0.055 m,称为前重心。 V 为来流速度, α 为机身迎角, β 为机身侧滑角。短舱角定义为旋翼轴线与机体构造基准线间的夹角,用 i_n 表示。短舱倾转角为短舱角余角,用 β_n 表示。

1.1 旋翼模型

假设倾转四旋翼飞行器质心的运动速度矢量为 $V = ui + vj + wk$, 角速度矢量为 $\omega = pi + qj + rk$, 短舱桨毂到飞行器重心的位置矢量 r_h 表示为 $r_h = x_h i + y_h j + z_h k$, 则有

$$\begin{bmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_n + d_h \sin \beta_n \\ y_n + d_h \cos \beta_n \sin \phi_n \\ z_n + d_h \cos \beta_n \cos \phi_n \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中 $(x_n, y_n, z_n)^T$ 为倾转轴与旋翼桨毂轴的交点在机体坐标系下的坐标, d_h 为桨毂中心到该交点的距离, ϕ_n 为短舱侧倾角。

桨毂的运动速度矢量 V_h 在机体坐标系中可表示为

$$\begin{bmatrix} u_h \\ v_h \\ w_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u + qz_h - ry_h + d_h \cos(\beta_n) \dot{\beta}_n \\ v + rx_h - pz_h - d_h \sin \beta_n \sin(\phi_n) \dot{\beta}_n \\ w - qx_h + py_h - d_h \sin \beta_n \cos(\phi_n) \dot{\beta}_n \end{bmatrix} \quad (2)$$

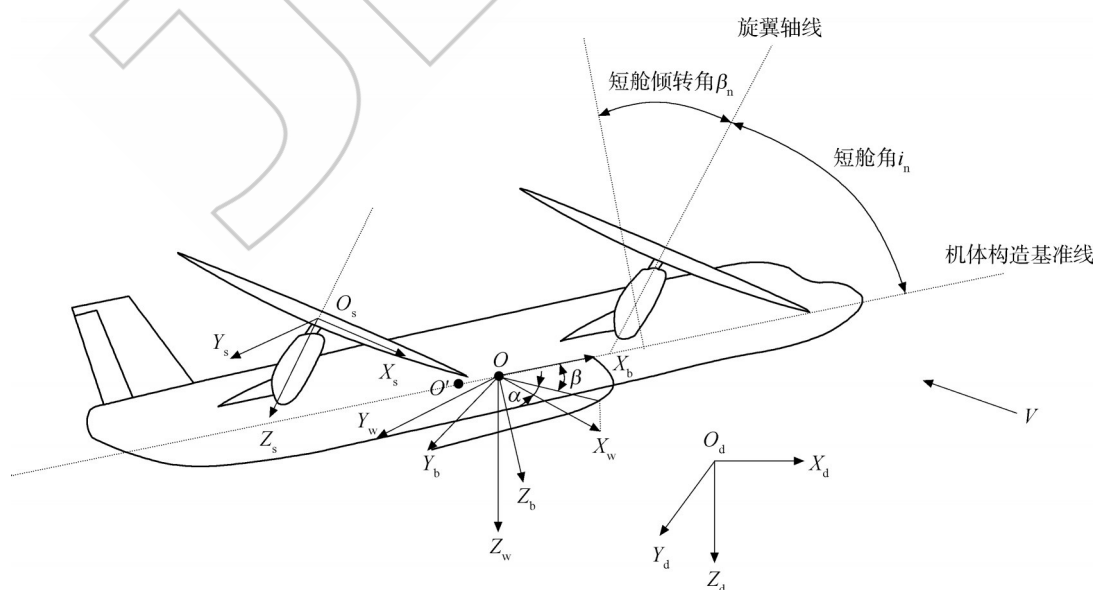


图 2 倾转四旋翼飞行器建模坐标系

Fig.2 Coordinate system for modeling of quad-tilt-rotor aircraft

将桨毂速度矢量 V_h 和角速度由体坐标系下转换到旋翼固定坐标系下,各分量为

$$\begin{aligned} V_s &= \begin{bmatrix} u_s \\ v_s \\ w_s \end{bmatrix} = T_b^s \begin{bmatrix} u_h \\ \Delta \cdot v_h \\ w_h \end{bmatrix} \\ \omega_s &= \begin{bmatrix} p_s \\ q_s \\ r_s \end{bmatrix} = T_b^s \begin{bmatrix} \Delta \cdot p \\ q \\ \Delta \cdot r \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\beta}_n \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

其中 Δ 表示旋翼的旋向,若旋翼为右旋, Δ 取值为 1;若旋翼为左旋, Δ 取值为 -1。 T_b^s 为机体坐标系到旋翼固定坐标系的转换矩阵。

旋翼的桨叶运动只考虑挥舞,且忽略二阶及以上的高阶项,则桨叶的挥舞运动在桨毂风轴系下可以表示为

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi'_R - b_1 \sin \psi'_R \quad (4)$$

其中 a_0 为旋翼的锥度角, a_1 为桨毂风轴系下旋翼的后倒角, b_1 为桨毂风轴系下旋翼的侧倒角(正负决定于旋翼旋向,右旋旋翼右倒为正), ψ'_R 为桨毂风轴系下的桨叶方位角,且

$$\psi'_R = \psi_R - \beta_{sw} \quad (5)$$

其中旋翼风轴系的侧滑角 β_{sw} 为

$$\beta_{sw} = \sin^{-1} \frac{v_s}{\sqrt{u_s^2 + v_s^2}} \quad (6)$$

忽略桨叶的重力,根据挥舞铰处的合力矩为零,建立桨叶的挥舞运动方程为

$$M_{a\beta} + M_{c\beta} + M_{i\beta} + M_{cor\beta} + M_{k\beta} = 0 \quad (7)$$

其中 $M_{a\beta}$ 为单片桨叶的挥舞气动力矩, $M_{c\beta}$ 为离心力矩, $M_{i\beta}$ 是桨叶惯性力矩,科氏力矩为 $M_{cor\beta}$ 以及挥舞铰弹簧力矩为 $M_{k\beta}$,则桨毂风轴系下的桨盘轨迹动力学方程可以表示为^[17]

$$\begin{bmatrix} \ddot{a}_0 \\ \ddot{a}_1 \\ \ddot{b}_1 \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} \dot{a}_0 \\ \dot{a}_1 \\ \dot{b}_1 \end{bmatrix} + K \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ b_1 \end{bmatrix} = f \quad (8)$$

其中 D 为旋翼的阻尼矩阵, K 为旋翼的刚度矩阵, f 为旋翼的激励向量。

旋翼在桨毂风轴系下的拉力 T_w 、后向力 H_w 、侧向力 Y_w 、扭矩 Q 、滚转桨毂力矩 L_w 和俯仰桨毂力矩 M_w 的详细计算公式见参考文献[18]。最后,可以得到机体坐标系中作用于飞行器重心处的旋翼力和力矩如下式所示:

$$\begin{bmatrix} X_{mr} \\ Y_{mr} \\ Z_{mr} \end{bmatrix} = T_b^s \begin{bmatrix} \cos \beta_{sw} & -\Delta \cdot \sin \beta_{sw} & 0 \\ \Delta \cdot \sin \beta_{sw} & \cos \beta_{sw} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H_w \\ \Delta \cdot Y_w \\ -T_w \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} L_{mr} \\ M_{mr} \\ N_{mr} \end{bmatrix} = T_b^s \begin{bmatrix} \cos \beta_{sw} & -\Delta \cdot \sin \beta_{sw} & 0 \\ \Delta \cdot \sin \beta_{sw} & \cos \beta_{sw} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta \cdot L_w \\ M_w \\ \Delta \cdot Q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -z_h & y_h \\ z_h & 0 & -x_h \\ -y_h & x_h & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{mr} \\ Y_{mr} \\ Z_{mr} \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中 T_b^s 是旋翼桨毂轴系到机体坐标系的转换矩阵。

1.2 机翼模型

倾转四旋翼飞行器在飞行过程中,机翼的上表面会直接受到旋翼尾流的冲击,由此会产生较大的向下载荷。研究表明,倾转双旋翼飞行器旋翼对机翼所产生的载荷在直升机模式下达到最大,占旋翼拉力的 10%~15%^[19]。由此可见,旋翼对机翼产生的气动干扰不能忽略。

在进行机翼建模时,机翼可以分为两个部分:一是机翼受到旋翼尾流影响的区域,称为滑流区;另一是不受旋翼尾流影响的区域,称为自由流区。机翼总的气动力为这两部分的叠加。在进行气动计算之前,需要确定滑流区 wss 和自由流区 wfs 的面积,如下式所示^[20]:

$$S_{wss} = S_{ssmax} [\sin(1.386i_n) + \cos(3.114i_n)] \cdot \frac{\mu_{max} - \mu}{\mu_{max}} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} S_{wfs} &= S_w - S_{wss} \\ S_{ssmax} &= 2\eta_{ss} Rc \end{aligned}$$

式中 μ 为旋翼的前进比, μ_{max} 为旋翼尾迹刚偏出机翼时的前进比, η_{ss} 为滑流区面积的修正因子, c 是机翼的弦长, R 为旋翼的半径, S_w 为机翼的总面积。

滑流区机翼的来流速度用下式计算:

$$\begin{bmatrix} u_{wss} \\ v_{wss} \\ w_{wss} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u + v_i \cos i_n \\ v \\ w - v_i \sin i_n \end{bmatrix} + \omega \times r_{wss} \quad (12)$$

其中 v_i 是旋翼的平均诱导速度, r_{wss} 是滑流区的气动中心。根据滑流区的动压 q_{wss} 和自由流区的动压 q_{wfs} ,则整个机翼的力和力矩可以用下式进行计算:

$$\begin{aligned} \tilde{L}_w &= q_{wss} S_{wss} C_{L,wss} + q_{wfs} S_{wfs} C_{L,wfs} \\ D_w &= q_{wss} S_{wss} C_{D,wss} + q_{wfs} S_{wfs} C_{D,wfs} \\ M_w &= q_{wss} S_{wss} C_{M,wss} c + q_{wfs} S_{wfs} C_{M,wfs} c \end{aligned} \quad (13)$$

其中 $\tilde{L}_w$ 为机翼升力, D_w 为机翼阻力, M_w 为机翼俯仰力矩, C_L 、 C_D 、 C_M 分别为升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数。

1.3 机身模型

由于机身的复杂外形,其气动数据由CFD计算得到。若机身的气动中心到飞行器重心的相对位置表示为 $\mathbf{r}_f = x_f \mathbf{i} + y_f \mathbf{j} + z_f \mathbf{k}$,则机身气动中心处的运动速度矢量 $\mathbf{V}_f$ 在机体坐标系中表示为

$$\mathbf{V}_f = \begin{bmatrix} u_f \\ v_f \\ w_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u + qz_f - ry_f \\ v - pz_f + rx_f \\ w + py_f - qx_f \end{bmatrix} \quad (14)$$

不考虑大气的扰动,根据机身气动中心的运动速度可以计算机身的迎角 α_f 、侧滑角 β_f 和来流动压 $q_{f\infty}$ 分别为

$$\begin{aligned} \alpha_f &= \arctan \frac{w_f}{u_f} \\ \beta_f &= \arctan \frac{v_f}{\sqrt{u_f^2 + w_f^2}} \\ q_{f\infty} &= \frac{1}{2} \rho (u_f^2 + v_f^2 + w_f^2) \end{aligned} \quad (15)$$

机身气动力系数为 C_{L_f} 、 C_{D_f} 、 C_{Y_f} 和力矩系数为 C_{R_f} 、 C_{M_f} 、 C_{N_f} 都是其迎角和侧滑角的函数,均由CFD吹风得到。于是在机体坐标系下机身产生的气动力和力矩分别为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} X_f \\ Y_f \\ Z_f \end{bmatrix} &= T_w^b \begin{bmatrix} -q_{f\infty} S_f C_{D_f} \\ q_{f\infty} S_f C_{Y_f} \\ -q_{f\infty} S_f C_{L_f} \end{bmatrix} \quad (16) \\ \begin{bmatrix} X_{vt} \\ Y_{vt} \\ Z_{vt} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{vt} - i_{vt}) \cos \beta_{vt} & \sin \beta_{vt} & \sin(\alpha_{vt} - i_{vt}) \cos \beta_{vt} \\ -\cos(\alpha_{vt} - i_{vt}) \sin \beta_{vt} & \cos \beta_{vt} & -\sin(\alpha_{vt} - i_{vt}) \sin \beta_{vt} \\ -\sin(\alpha_{vt} - i_{vt}) & 0 & \cos(\alpha_{vt} - i_{vt}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -q_{vt\infty} S_{vt} C_{D_{vt}} \\ -q_{vt\infty} S_{vt} C_{L_{vt}} \\ 0 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} L_{vt} \\ M_{vt} \\ N_{vt} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & -z_{vt} & y_{vt} \\ z_{vt} & 0 & -x_{vt} \\ -y_{vt} & x_{vt} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{vt} \\ Y_{vt} \\ Z_{vt} \end{bmatrix} \quad (21) \end{aligned}$$

其中 S_{vt} 为垂尾的面积。

1.5 试验验证

为了验证本文所建立旋翼模型和机翼模型的准确性,在悬停状态下进行孤立旋翼的拉力试验以及旋翼对机翼的干扰试验。图3以及图4所示的是两种试验的装置。

在进行两种试验时,旋翼的转速都恒定在2100 r/min,总距的输入分别为6°、8°、10°、12°以及14°,测得需用功率随旋翼拉力的变化以及机翼的下载荷相对于旋翼拉力的百分比。试验结果与计算结果的对比如图5及图6所示。

从两张图中都可以看出,试验的测量值与模型的计算值吻合比较好,说明本文建立的飞行动

$$\begin{bmatrix} L_f \\ M_f \\ N_f \end{bmatrix} = T_w^b \begin{bmatrix} q_{f\infty} S_f l_f C_{R_f} \\ q_{f\infty} S_f l_f C_{M_f} \\ q_{f\infty} S_f l_f C_{N_f} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -z_f & y_f \\ z_f & 0 & -x_f \\ -y_f & x_f & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_f \\ Y_f \\ Z_f \end{bmatrix} \quad (17)$$

其中 S_f 为机身的特征面积, l_f 为机身的特征长度, T_w^b 是风轴系到机体坐标系的转换矩阵。

1.4 垂尾模型

假设垂尾的气动中心到飞行器重心的相对位置表示为 $\mathbf{r}_{vt} = x_{vt} \mathbf{i} + y_{vt} \mathbf{j} + z_{vt} \mathbf{k}$,则垂尾气动中心处的运动速度矢量 $\mathbf{V}_{vt}$ 在机体坐标系中表示为

$$\mathbf{V}_{vt} = \begin{bmatrix} u_{vt} \\ v_{vt} \\ w_{vt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{qvt} u + qz_{vt} - ry_{vt} \\ k_{qvt} v - pz_{vt} + rx_{vt} \\ k_{qvt} w + py_{vt} - qx_{vt} \end{bmatrix} \quad (18)$$

其中 k_{qvt} 为垂尾处的动压损失系数。

垂尾的迎角 α_{vt} 、侧滑角 β_{vt} 和动压 $q_{vt\infty}$ 按下式计算得出

$$\begin{aligned} \alpha_{vt} &= \arctan \frac{w_{vt}}{u_{vt}} \\ \beta_{vt} &= \arctan \frac{v_{vt}}{\sqrt{u_{vt}^2 + w_{vt}^2}} \\ q_{vt\infty} &= \frac{1}{2} \rho (u_{vt}^2 + v_{vt}^2 + w_{vt}^2) \end{aligned} \quad (19)$$

其中 i_{vt} 为垂尾的安装角。

垂尾的升力系数 $C_{L_{vt}}$ 和阻力系数 $C_{D_{vt}}$ 是迎角和侧滑角的函数,于是在机体坐标系下垂尾产生的气动力和力矩分别为

$$\begin{bmatrix} X_{vt} \\ Y_{vt} \\ Z_{vt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{vt} - i_{vt}) \cos \beta_{vt} & \sin \beta_{vt} & \sin(\alpha_{vt} - i_{vt}) \cos \beta_{vt} \\ -\cos(\alpha_{vt} - i_{vt}) \sin \beta_{vt} & \cos \beta_{vt} & -\sin(\alpha_{vt} - i_{vt}) \sin \beta_{vt} \\ -\sin(\alpha_{vt} - i_{vt}) & 0 & \cos(\alpha_{vt} - i_{vt}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -q_{vt\infty} S_{vt} C_{D_{vt}} \\ -q_{vt\infty} S_{vt} C_{L_{vt}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$



图3 孤立旋翼拉力试验

Fig.3 Thrust test of a rotor

力学模型较为准确。另外,在悬停状态下,机翼的下载荷占旋翼拉力的12%左右,与参考文献中结论基本一致。



图4 旋翼对机翼的气动干扰试验
Fig.4 Test of rotor-wing aero-dynamical interference

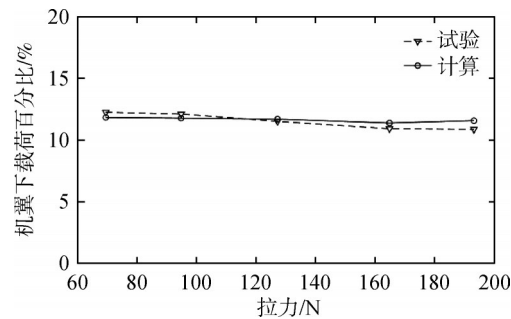


图6 机翼下载荷百分比随旋翼拉力的变化
Fig.6 Percentage of wing load varies with rotor thrust

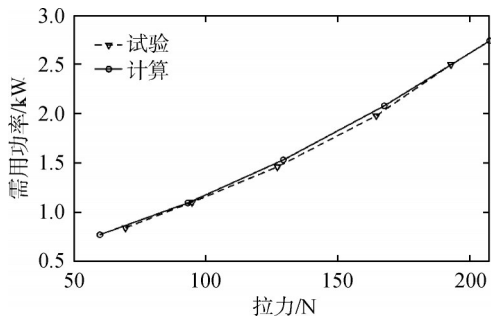


图5 孤立旋翼需用功率随拉力的变化
Fig.5 Required power of a rotor varies with thrust

2 直升机模式下操纵策略

由于倾转四旋翼飞行器的操纵输入多,使得操纵冗余问题严重,不同的操纵方式组合都能使飞行器达到相同的运动控制效果。直升机模式下,四副旋翼的操纵控制变量多达12个,飞行器的运动可以用总距与周期变距组合的方式进行控制。表2所示的是倾转四旋翼飞行器在直升机模式下的四种操纵方式,其中垂向通道都使用总距

表2 直升机模式下四种操纵方式
Table 2 Four control strategies in helicopter mode

通道	操纵方式一	操纵方式二	操纵方式三	操纵方式四
垂向	总距联动	总距联动	总距联动	总距联动
横向	横向周期变距联动	左右旋翼总距差动	左右旋翼总距差动	左右旋翼总距差动
纵向	纵向周期变距联动	前后旋翼总距差动	前后旋翼总距差动	前后旋翼总距差动
航向	纵向周期变距差动	对角旋翼总距差动	纵向周期变距差动	横向周期变距差动

联动来控制,而其他通道可以使用周期变距或者总距差动控制。

其中,总距联动解释为四副旋翼的总距同时增加或减小相同的角度;横向周期变距联动为四副旋翼同时进行相同的横向周期变距;纵向周期变距联动为四副旋翼同时进行相同的纵向周期变距;纵向周期变距差动为编号1、4的旋翼与编号2、3的旋翼都分别进行纵向周期变距操纵,其方向相反,大小相同;左右旋翼总距差动为编号1、4的旋翼与编号2、3的旋翼都分别进行总距操纵,其方向相反,大小相同;前后旋翼总距差动为编号1、2的旋翼与编号3、4的旋翼都分别进行总距操纵,其方向相反,大小相同;对角旋翼总距差动为编号1、3的旋翼与编号2、4的旋翼都分别进行总距操纵,其方向相反,大小相同;横向周期变距差

动为编号1、2的旋翼与编号3、4的旋翼分别进行横向周期变距操纵,其方向相反,大小相同。

为了确定直升机模式下的操纵策略,针对四种不同的操纵方式,对倾转四旋翼飞行器进行配平特性和操纵功效的分析,根据飞行器姿态的变化、操纵功效的大小以及交叉耦合大小来确定一组相对合理的操纵方式。

2.1 配平计算

进行配平计算时,飞行器的飞行高度为50 m,重心设置为前重心O,其纵向位置相对于中心点O'为0.055 m。根据参考文献[10]对倾转四旋翼飞行过渡走廊的研究,速度在28 m/s时飞行器可以开始倾转,因此,在直升机模式下,本文做相关计算时的最大飞行速度为30 m/s。图7~图10所示的为四种操纵方式下的配平结果。其中 δ_{ver}

表示垂向操纵, δ_{lat} 表示横向操纵, δ_{lon} 表示纵向操纵, δ_{yaw} 表示航向操纵, ϕ 表示滚转角, θ 表示俯仰角。

从图7~图10可以看出,在飞行器悬停时,相比于其他三种操纵方式的配平值,操纵方式一下的纵向周期变距和俯仰角的值都偏大,这是由于

直升机的重心为前重心的缘故。前后旋翼的拉力力臂不同,会使机体产生低头力矩,这时需要操纵纵向周期变距使旋翼后倒来平衡该力矩,并且旋翼桨毂中心与重心的垂直距离太小,过小的纵向周期变距不足以产生足够的俯仰力矩,从而导致机身姿态变化过大。对于其他操纵方式,前后旋

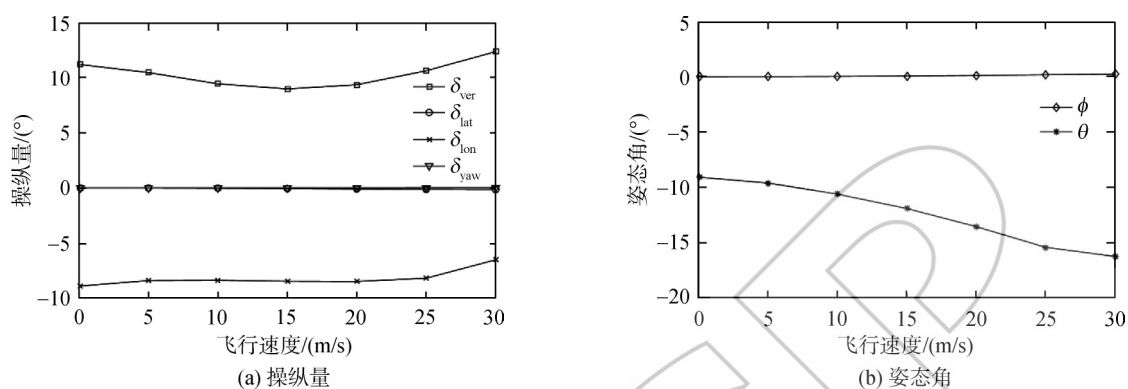


图7 操纵方式一下的配平值随速度的变化

Fig.7 Trim values vary with velocity in strategy one

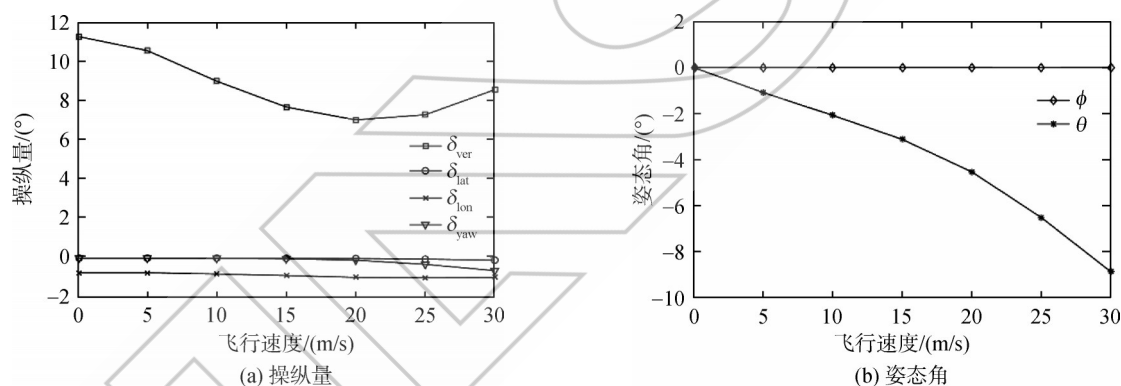


图8 操纵方式二下的配平值随速度的变化

Fig.8 Trim values vary with velocity in strategy two

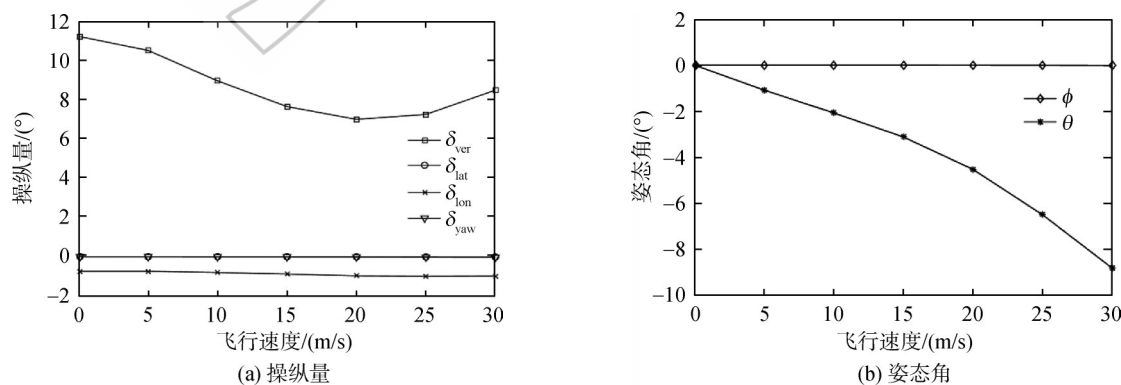


图9 操纵方式三下的配平值随速度的变化

Fig.9 Trim values vary with velocity in strategy three

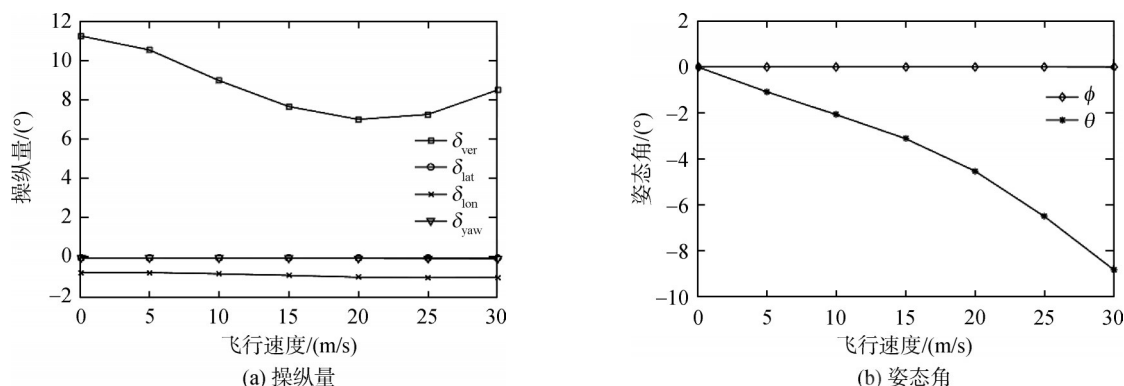


图 10 操纵方式四下的配平值随速度的变化

Fig.10 Trim values vary with velocity in strategy four

翼总距差动平衡了前重心造成的低头力矩,该操纵值较小且俯仰角的值接近为 0° 。操纵方式三和操纵方式四与操纵方式二的配平结果基本相同。这是由于这三种操纵方式只改变了航向通道操纵,而飞行器在悬停时基本没有偏航力矩,所以配平值基本不变。

四种操纵方式下总距联动的配平值为先减小后增大,这是因为旋翼的入流比随速度的增加而先减小后增大的缘故,这种变化趋势与常规直升机总距的变化相同。俯仰角的值不断减小,这是因为需要飞行器低头来提供纵向的分力来克服阻力。另外,当飞行速度最大时,操纵方式一俯仰角的配平值达到 -16° 左右,这显然对飞行是不利的。

2.2 操纵功效计算

操纵功效定义为在单位操纵输入时,机体合力与合力矩的变化量。若操纵功效过小,则不易对飞行器进行控制。因此,操纵功效的大小是确定飞行器操纵策略的指标之一。另外,在针对某一通道进行操纵输入时,其他通道力和力矩也会有相应的变化,即响应交叉耦合。操纵耦合系数也是确定操纵策略的重要指标。本文中的操纵耦合系数定义为在某一通道的操纵输入下,其他通道力或力矩的大小与主通道力或力矩大小比值的绝对值,该值越大说明通道间的操纵耦合严重。

图 11~图 14 反映的是在不同通道下四种操纵方式的操纵功效与耦合随速度的变化。其中实线表示机体力的变化,虚线表示机体力矩的变化。其中 X 表示纵向力变化, Y 为横向力变化, L 表示滚转力矩变化, M 表示俯仰力矩变化, N 表示偏航力矩变化。

从图 11 可以看出,四种操纵方式在垂向操纵

时垂向力变化都很大,其值为 80 N 左右,而此时俯仰力矩也有一定的变化,这是因为前旋翼总距配平值大,后旋翼总距配平值小,在相同垂向操纵时,前旋翼产生的拉力增量比后旋翼小,从而会产生一个低头力矩。图 12 反映的是不同操纵方式在横向操纵时的操纵功效,操纵方式一滚转力矩的操纵功效为 $4\text{ N}\cdot\text{m}$ 左右,而其他操纵方式滚转力矩的操纵功效为 $80\text{ N}\cdot\text{m}$ 左右,随着速度的增加,横向操纵所引起的偏航力矩逐渐增大,这种耦合在速度为 30 m/s 达到最大,其操纵耦合系数为 0.23 ,其他操纵方式为 0.11 ,说明了横向操纵使用总距差动的方式比周期变距更为合理。图 13 是四种操纵方式在纵向操纵时操纵功效的变化,由图可以看出,操纵方式一俯仰力矩操纵功效大小为 $4\text{ N}\cdot\text{m}$ 左右,而且速度增大时该值在减小,其他操纵方式俯仰力矩操纵功效大约为 $50\text{ N}\cdot\text{m}$,随着速度的增加,操纵方式一纵向操纵引起的垂向力不断增加,最大操纵耦合系数为 1.43 ,其他操纵方式的耦合系数都小于 0.04 。图 14 是不同操纵方式在航向操纵下的操纵功效,操纵方式一下偏航力矩操纵功效在悬停时为 $10\text{ N}\cdot\text{m}$,随着速度的增加,该值最大为 $20\text{ N}\cdot\text{m}$,但此时滚转力矩也不断增加,速度最大时,航向操纵引起的滚转力矩耦合系数为 1.5 。操纵方式二偏航力矩操纵功效为 $2.5\text{ N}\cdot\text{m}$ 左右,而引起的滚转力矩为 $13\text{ N}\cdot\text{m}$,最大耦合系数达到了 8 。操纵方式三偏航力矩操纵功效大约为 $10\text{ N}\cdot\text{m}$,不过在速度最大时,滚转力矩达到 $30\text{ N}\cdot\text{m}$,耦合系数为 3 。操纵方式四偏航力矩操纵功效在 $5\text{ N}\cdot\text{m}$ 附近,且不会引起其他通道力矩的改变。

对不同操纵方式的配平值和操纵功效的分析

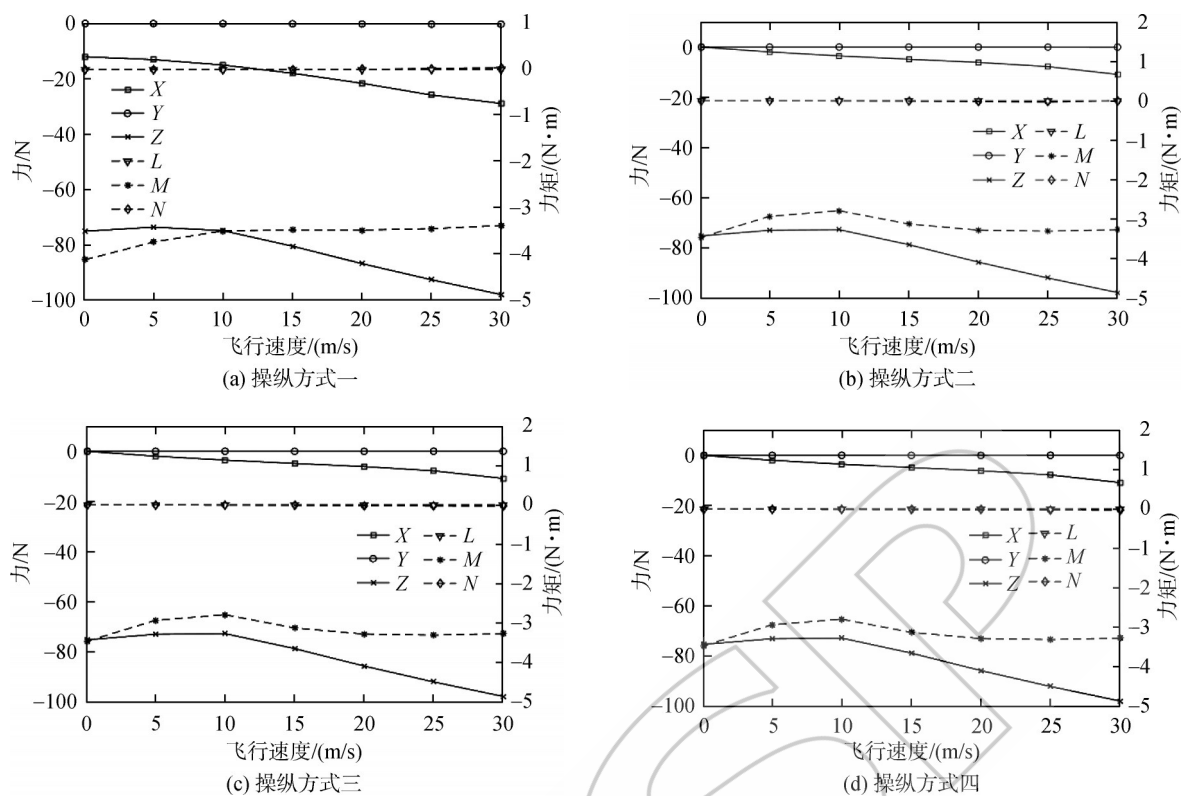


图 11 不同操纵方式进行垂向操纵时操纵功效与耦合随速度的变化
Fig.11 Vertical control efficiency varies with velocity in different strategies

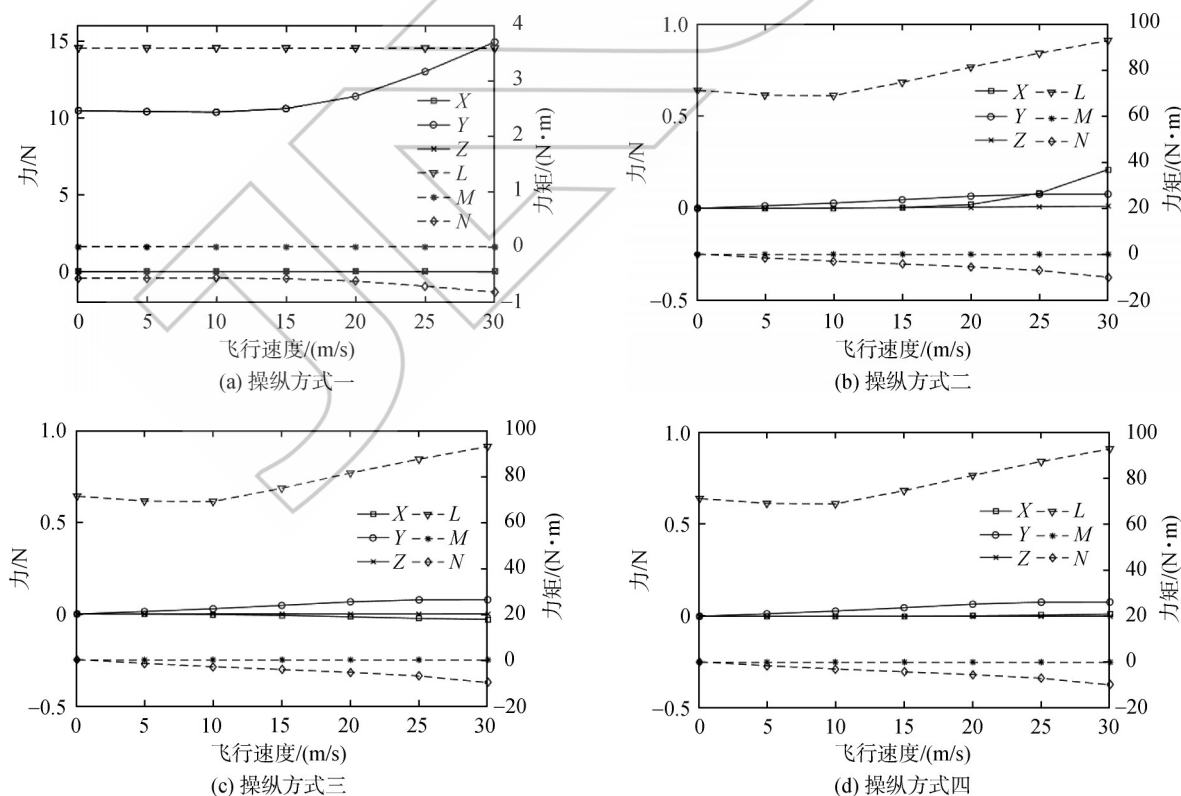


图 12 不同操纵方式进行横向操纵时操纵功效与耦合随速度的变化
Fig.12 Lateral control efficiency varies with velocity in different strategies

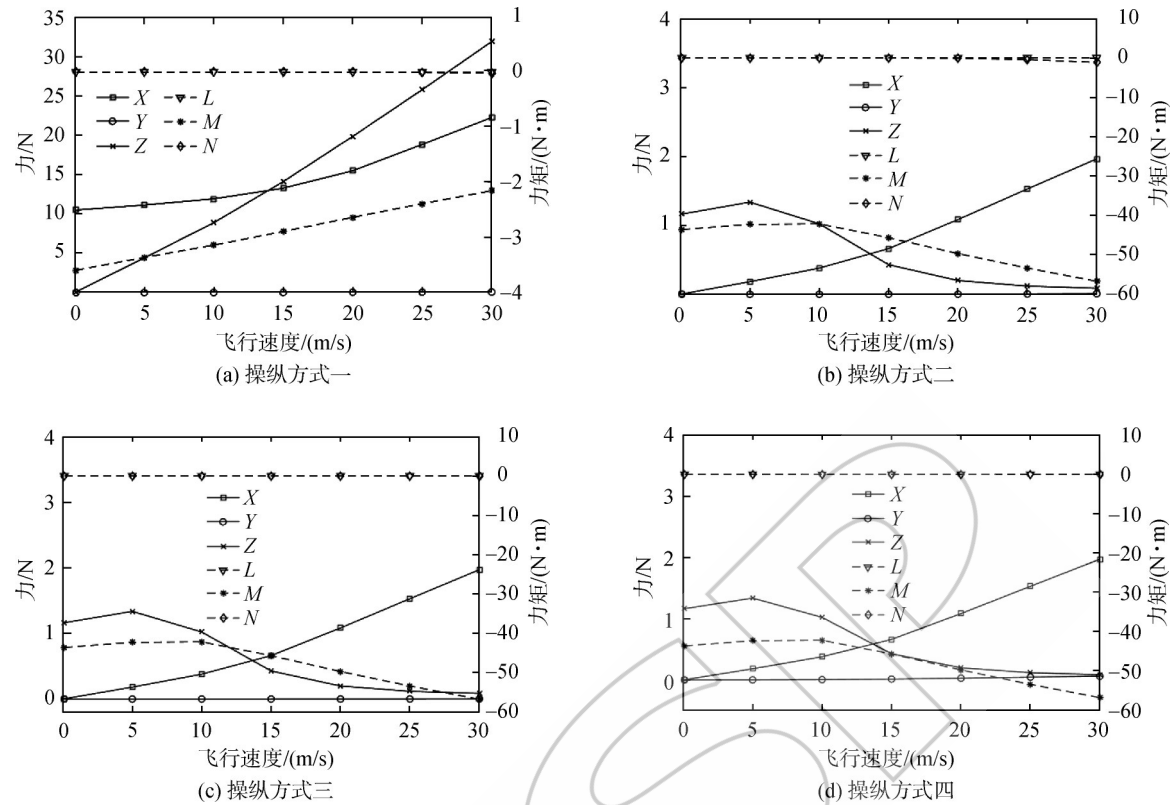


图 13 不同操纵方式进行纵向操纵时操纵功效与耦合随速度的变化
Fig.13 Longitudinal control efficiency varies with velocity in different strategies

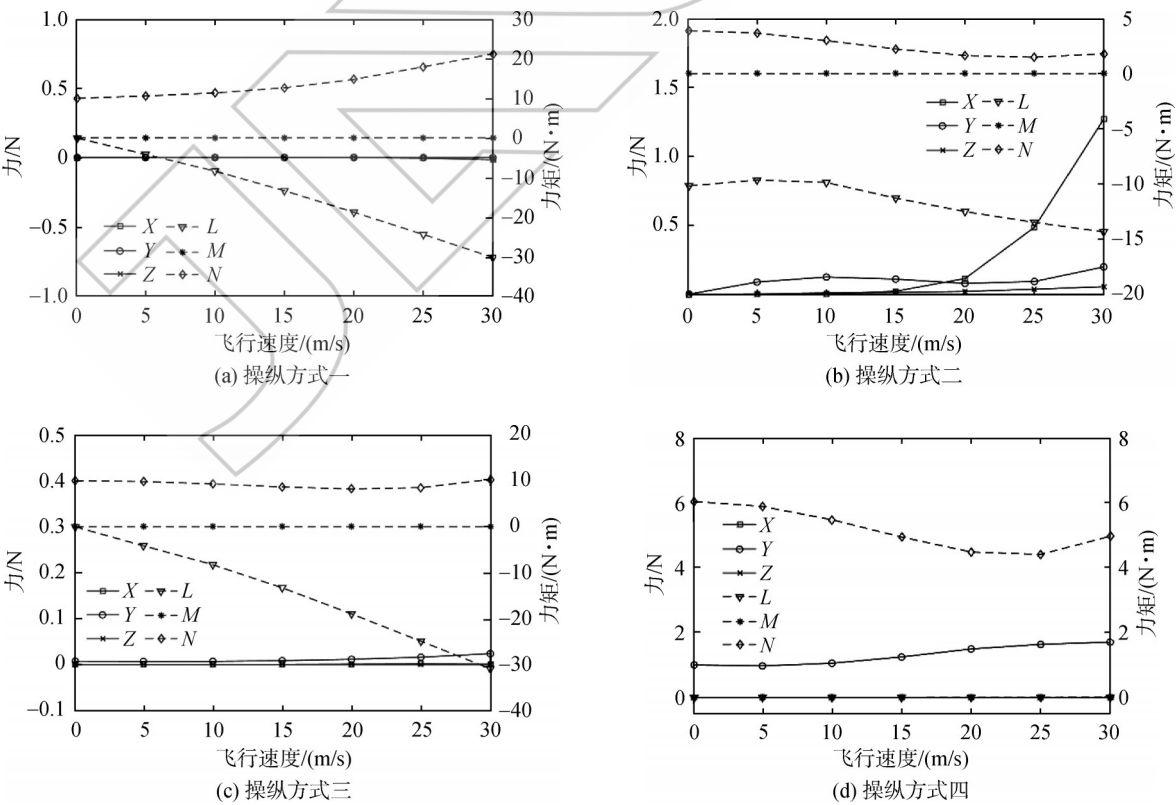


图 14 不同操纵方式进行航向操纵时操纵功效与耦合随速度的变化
Fig.14 Heading control efficiency varies with velocity in different strategies

可以看出,操纵方式一操纵功效小,配平姿态过大。操纵方式二纵横向操纵功效大,但是航向操纵功效小且耦合严重。操纵方式三操纵功效大,但是航向操纵随着速度增加对滚转通道耦合严重。操纵方式四同时具有操纵功效大耦合较小的优点,相比其他操纵方式更加合理。

3 重心的影响

由操纵方式一的配平结果分析可知,重心的变化对该操纵方式下的配平结果影响较大,过大

的姿态变化对飞行器的飞行显然是不利的。为了确定重心对配平特性和操纵功效的影响,针对操纵方式四,计算了三种不同重心下的配平值和操纵功效。其中,下标 fw 表示前重心(纵向 0.055 m),下标 nor 表示正常重心,下标 bw 表示后重心(纵向 -0.055 m)。

图 15、图 16 反映的是在操纵方式四下,重心位置变化对操纵量和姿态角配平值的影响。从图中可以看出,垂向操纵,横向操纵和航向操纵基本不变,纵向操纵随着重心前移而逐渐减小,这是由

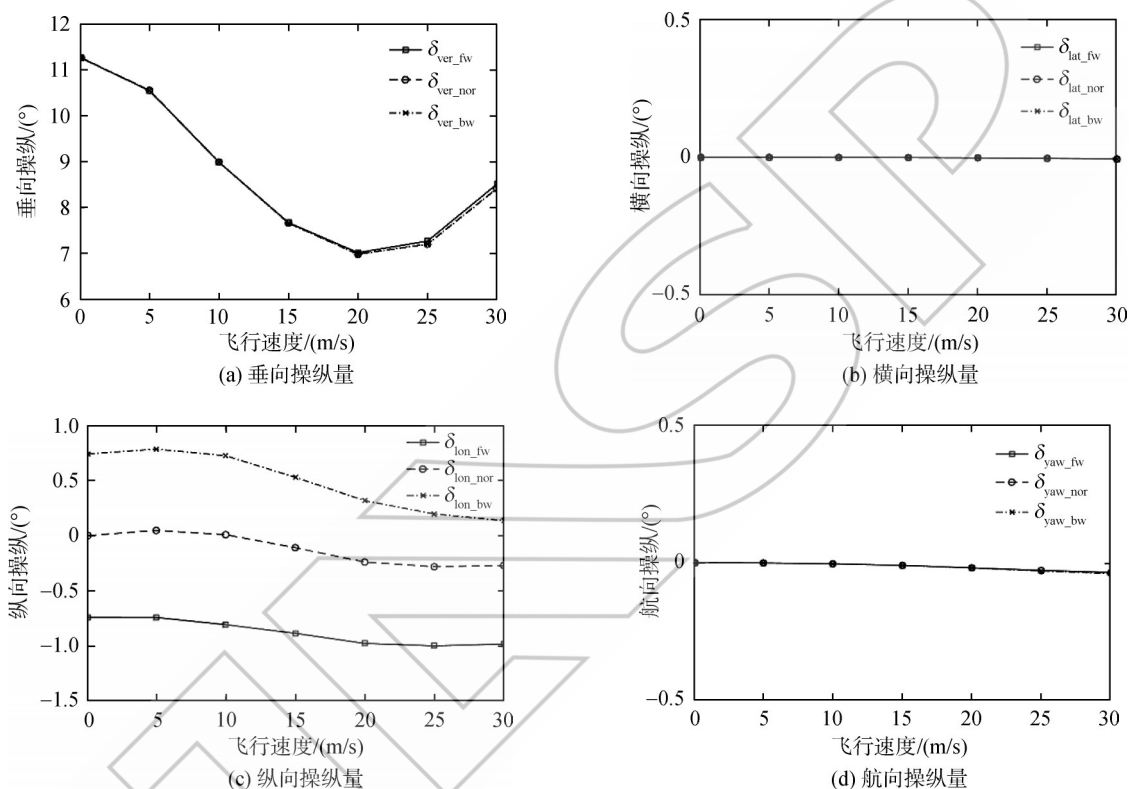


图 15 重心位置对操纵量配平值的影响

Fig.15 Influence of center of gravity to control trim values

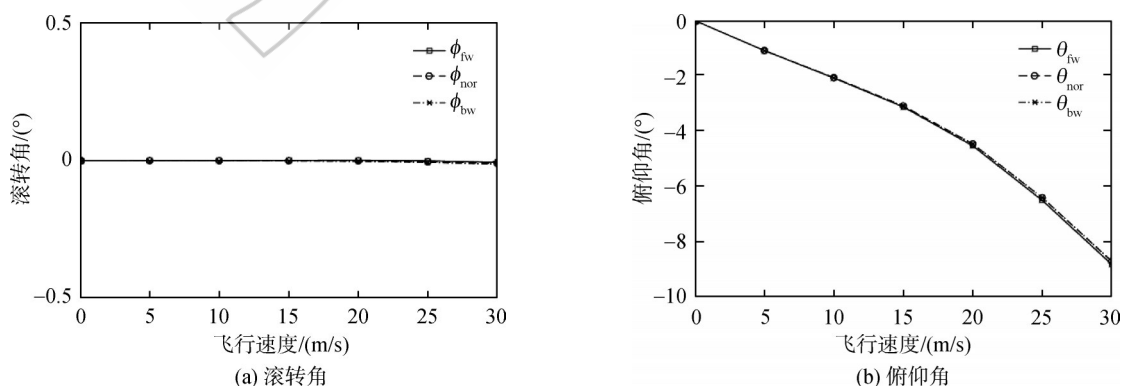


图 16 重心位置对姿态角配平值的影响

Fig.16 Influence of center of gravity to attitude trim values

于重心前移会产生低头力矩,需要减小纵向操纵来平衡该力矩。姿态角的配平值在三种重心下基本保持不变。由此可见,纵向重心位置的改变只对纵向操纵量有影响且正常重心位置下该配平值最小,对其他配平值的影响基本为0。

图 17~图 20 反映的是不同操纵输入下重心位置对操纵功效的影响。从图中可以看出,对于垂向操纵输入,随着重心前移,俯仰力矩由抬头力矩逐渐变为低头力矩,这是因为重心前移时,后旋

翼的力臂不断增加,总距联动使得飞行器逐渐低头。对于横向操纵输入,重心对其操纵功效影响比较小。对于纵向操纵输入,随着重心前移,纵向力逐渐由向后变为向前,且速度增加时重心的影响增大,垂向力随速度的增加重心的影响减小。对于航向操纵输入,后重心产生的横向力向左,随着重心前移,该力逐渐减小为0直到方向变为向右。综上所述,正常重心下,主通道对其他通道操纵功效的交叉耦合最小。

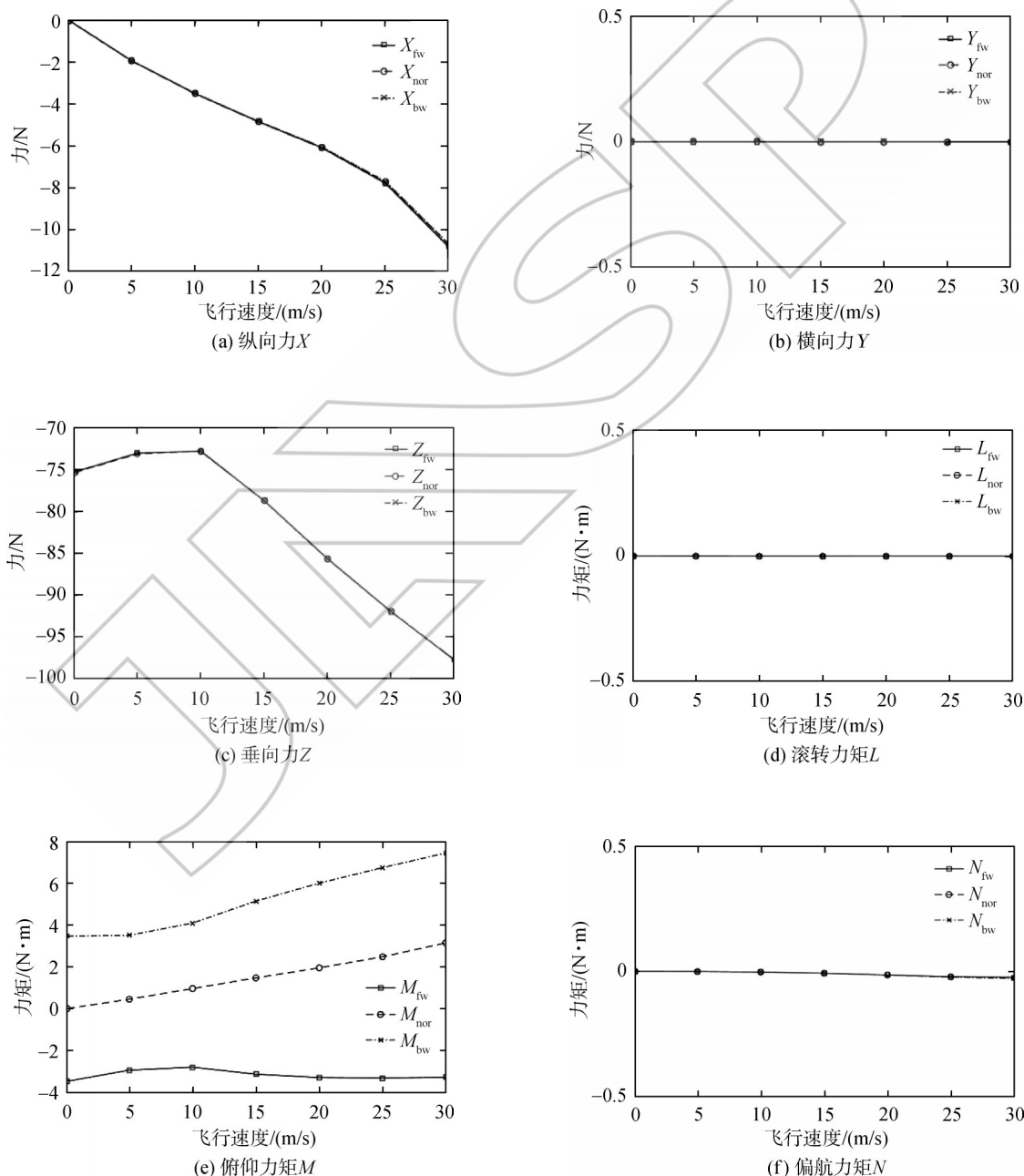


图 17 垂向操纵下重心位置对操纵功效的影响

Fig.17 Influence of center of gravity to control efficiency in vertical control input

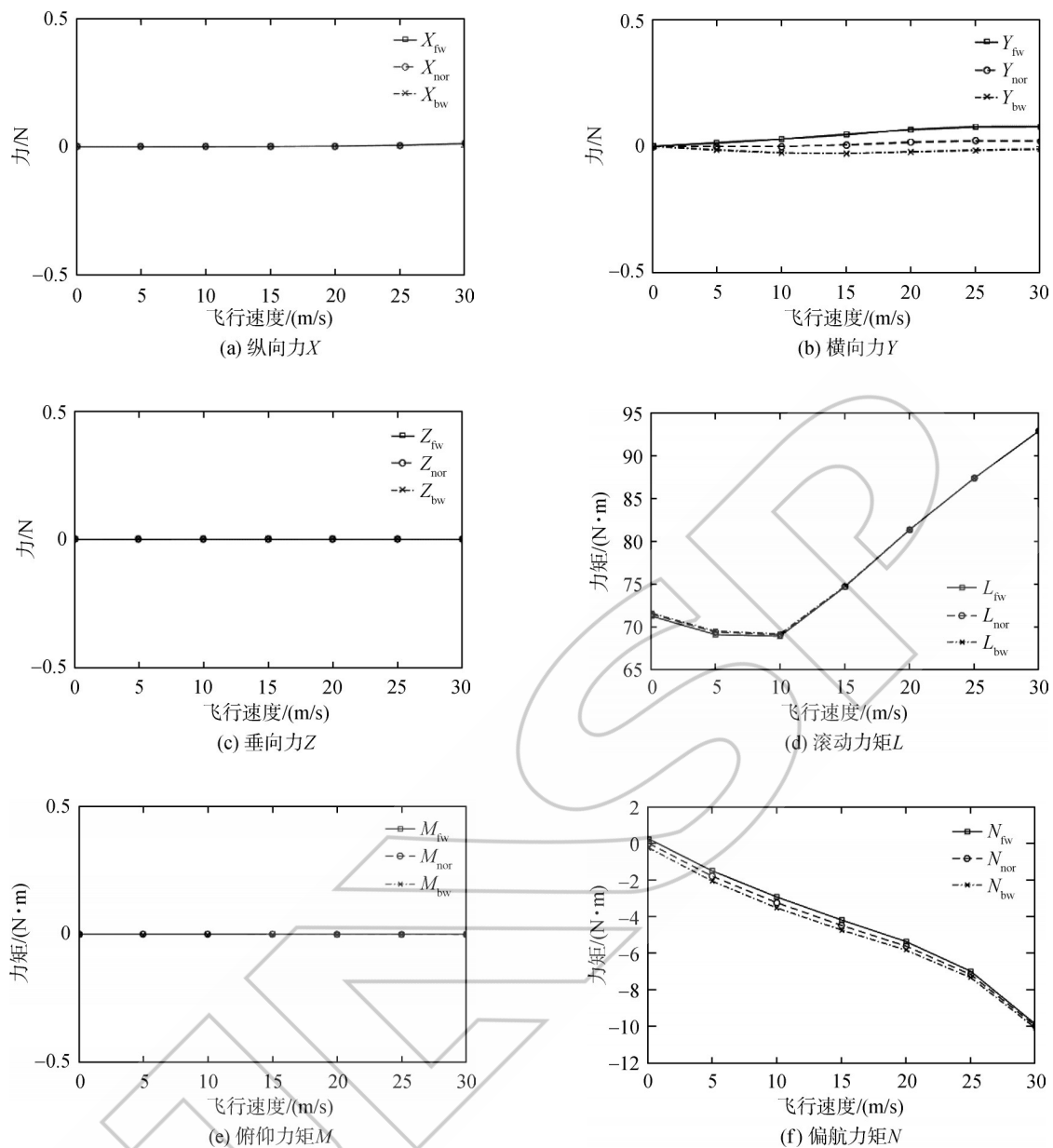
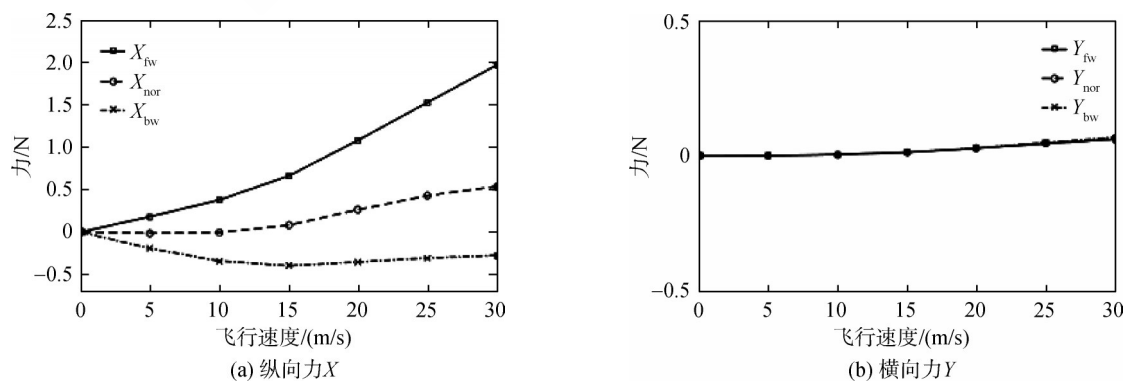


图18 横向操纵下重心位置对操纵功效的影响

Fig.18 Influence of center of gravity to control efficiency in lateral control input



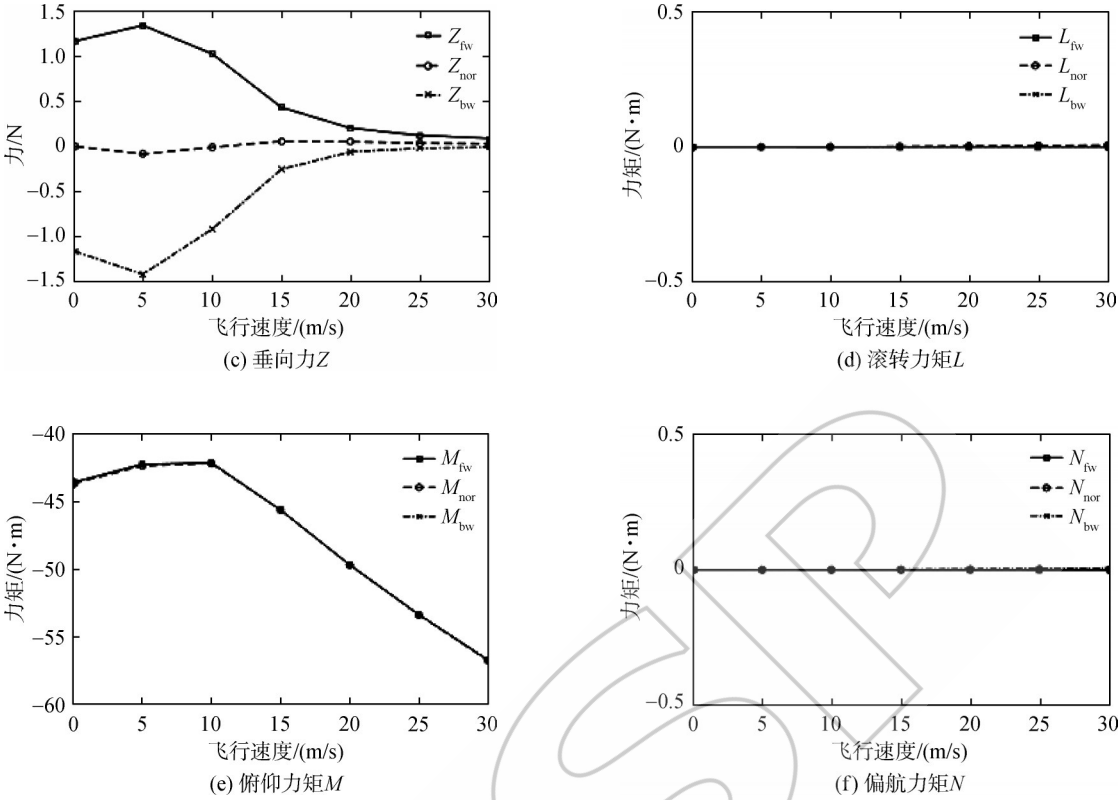
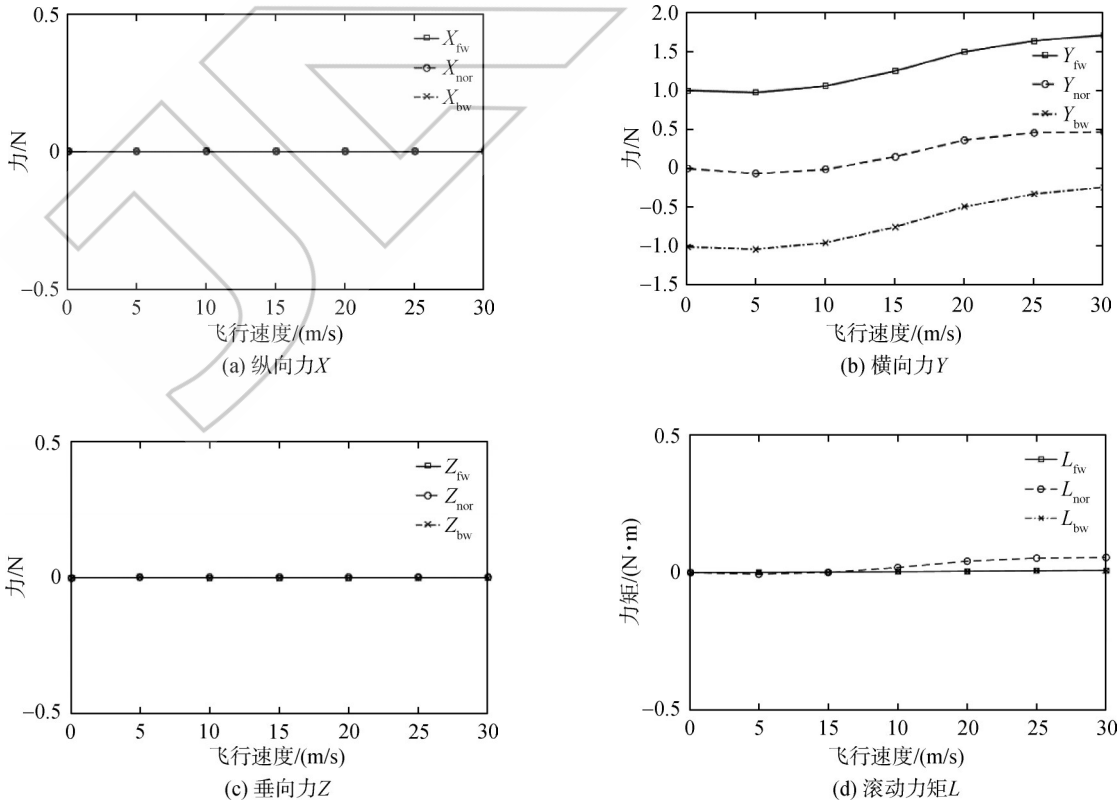


图 19 纵向操纵下重心位置对操纵功效的影响
Fig.19 Influence of center of gravity to control efficiency in longitudinal control input



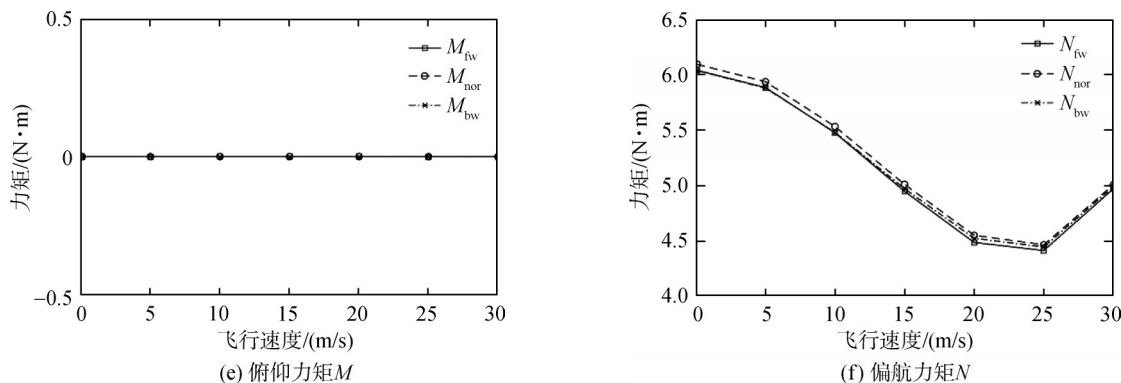


图20 航向操纵下重心位置对操纵功效的影响

Fig.20 Influence of center of gravity to control efficiency in heading control input

4 结 论

1) 倾转四旋翼飞行器存在复杂的操纵冗余问题。针对这一问题,以总距联动与差动以及周期变距的联动与差动为基础,按照不同的组合,提出了直升机模式下的四种操纵方式,最终确定了操纵方式四为倾转旋翼飞行器直升机模式下的操纵策略。

2) 纵横向通道下总距差动引起的主操纵功效比周期变距联动大得多;偏航通道下周期变距差动引起的主操纵功效大于总距差动,横向周期变距差动引起的交叉耦合小于纵向周期变距差动;总距差动下姿态变化小于周期变距联动。

3) 重心位置对飞行器纵向操纵量配平值影响较大,在正常重心位置,操纵量的配平值最小,不同操纵输入下操纵功效的耦合最小。

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 Yuzhuo. Tilt-rotor aircraft key technology developing research[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1):5-8. (in Chinese)
- [2] 薛蒙,孙强.倾转旋翼机军事需求与关键技术分析[J].直升机技术,2020(1):47-49,27.
XUE Meng, SUN Qiang. Tiltrotor military requirement and critical technology analysis[J]. Helicopter Technique, 2020(1): 47-49, 27. (in Chinese)
- [3] BRAGANCA E. The V-22 osprey: from trouble past to viable and flexible option[J]. Joint Force Quarterly, 2012, 66:80-84.
- [4] KING D W. A system engineering approach to carefree maneuvering in the BA609[R]. Grapevine, US: American Helicopter Society, 2005.
- [5] SNYDER D E. The quad tiltrotor: its beginning and evolution

[R]. Arlington, US: International Powered Lift Conference, 2000.

- [6] RADHAKRISHMAN A, SCHMITZ F H. Quad tilt rotor aerodynamics in ground effect[R]. Toronto, Canada: AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2006.
- [7] RADHAKRISHMAN A. An experimental investigation of ground effect on a quad tilt rotor in hover and low speed forward flight[D]. College Park, US: University of Maryland, 2006.
- [8] YEO H, JOHNSON W. Performance and design investigation of heavy lift tilt-rotor with aerodynamic interference effects[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4):1231-1239.
- [9] 潘浙平. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊计算方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.

PAN Zheping. Investigation on conversion corridor analysis method of quad tilt rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

- [10] 周攀,陈仁良,俞志明.倾转四旋翼飞行器直升机模式操稳特性分析[J].西北工业大学学报,2021,39(3):675-684.
ZHOU Pan, CHEN Renliang, YU Zhiming. Analysis on controllability and stability of quad-tilt-rotor aircraft in helicopter mode[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(3):675-684. (in Chinese)
- [11] 俞志明,陈仁良,孔卫红.倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析方法研究[J].北京航空航天大学学报,2020,46(11):2106-2113.
YU Zhiming, CHEN Renliang, KONG Weihong. Investigation on analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11):2106-2113. (in Chinese)
- [12] WANG Z G, ZU R, DUAN D Y, et al. Tuning of ADRC for QTR in transition process based on NBPO hybrid algorithm[J]. IEEE Access, 2019(7):177219-177240.
- [13] 蒋海辉.倾转四旋翼飞行器操纵策略研究[D].南京:南京航空航天大学,2019,35-50.
JIANG Haihui. Manipulation strategy for quad tilt rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 35-50. (in Chinese)

- [14] 严旭飞,陈仁良.倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J].航空学报,2017,38(7):520865.1-520865.11.
YAN Xufei, CHEN Renliang. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Asastronautica Sinica, 2017, 38(7): 520865.1-520865.11. (in Chinese)
- [15] 曹芸芸,陈仁良.倾转旋翼飞行器的操纵策略和配平方法[J].南京航空航天大学学报,2009,41(1):6-10.
CAO Yunyun, CHEN Renliang. Control strategy for tilt-rotor aircraft trimming in steady level flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(1): 6-10. (in Chinese)
- [16] 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. (in Chinese)
- [17] 余新,陈仁良.基于增益调度与光滑切换的倾转旋翼机的最优控制[J].北京航空航天大学学报,2021,47(6):1186-1198.
YU Xin, CHEN Renliang. Optimal control of tilt rotor aircraft based on gain-scheduling and smooth-switching[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1186-1198. (in Chinese)
- [18] TALBOT P D, TINLING B E, DECKER W A. A mathematical model of a single main rotor helicopter for piloted simulation [R]. San Jose, US: NASA Technical Memorandum 84281, 1982.
- [19] 曹芸芸.倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2012.
CAO Yunyun. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft flight dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [20] FERGUSON S W. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt-rotor aircraft [R]. NASA CR-166536, 1988.

(编辑:张 雪)