

电控旋翼直升机配平及操纵特点分析

陆 洋, 王浩文, 高 正

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

摘 要: 对采用电控旋翼直升机的配平及操纵特性进行了研究。首先根据电控旋翼的刚体桨叶变距运动方程, 推导了襟翼操纵量与桨叶桨距的显式关系式。以此为基础, 建立了电控旋翼直升机的飞行动力学模型。以 WZ-1 直升机为样例直升机, 对比分析了电控旋翼直升机与常规直升机的配平特性和操纵响应特性。结果表明, 电控旋翼直升机具有与常规直升机类似的配平和操纵特性, 桨叶预安装角和桨根扭簧刚度这两个参数对其影响显著。

关键词: 电控旋翼; 直升机; 配平; 操纵响应

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2005)02-0043-04

引言

电控旋翼, 也称无自动倾斜器旋翼 (Swash-plateless Rotor)。其工作原理为: 驾驶杆产生的操纵电信号经集流环、旋翼轴、桨毂、直至嵌入桨叶的电作动器, 驱动各片桨叶上的襟翼做偏转运动; 只需桨根的扭转刚度适当, 则襟翼产生的俯仰力矩使桨叶变距, 从而实现对旋翼的操纵。与常规旋翼相比, 电控旋翼不使用自动倾斜器及机械操纵杆系, 甚至可取消液压助力系统, 从而大幅提高直升机重量效率和可靠性。美国 NASA 于 2000 年将电控旋翼技术列为九项航空“革命性概念 (REVCON)”项目之一^[1]。

为检验电控旋翼系统用于直升机操纵的可行性, 本文首先建立了电控旋翼直升机的数学模型, 继而以 WZ-1 直升机为样例直升机, 对电控旋翼直升机的配平和操纵响应进行了分析研究。

1 电控旋翼直升机数学建模

电控旋翼直升机与常规单旋翼带尾桨直升机相比, 最大的不同之处在于变距方式。常规直升机的变距是通过桨根变距拉杆直接操纵实现的, 而电控旋翼直升机的旋翼桨距是通过襟翼偏转, 产生气动俯仰力矩实现变距的。因此, 在电控旋翼直升机建模时, 首先应确定襟翼操纵与旋翼桨距的关系, 本文通

过推导电控旋翼刚体桨叶变距运动方程来确定之。此外, 襟翼偏转将引起附加的桨叶气动力增量, 也需加以考虑。

1.1 襟翼操纵与桨叶桨距关系

对于电控旋翼刚体桨叶, 不考虑挥扭耦合, 有如下变距运动方程:

$$I_f \ddot{\theta}^s + I_f \Omega^2 \theta^s + K_\theta \theta^s = \int_0^R M_\theta dr \quad (1)$$

$$\theta^s = \theta_0^s + \theta_{1c}^s \cos \psi + \theta_{1s}^s \sin \psi \quad (2)$$

式中, θ^s 为由襟翼操纵引起的旋翼桨距值; $\theta_0^s, \theta_{1c}^s, \theta_{1s}^s$ 分别为襟翼操纵引起的旋翼当量总距和横、纵向周期变距值; I_f 为桨叶对变距轴线的总质量惯矩; K_θ 为桨根等效扭转弹簧刚度系数; M_θ 为叶素气动力对变距轴线的俯仰力矩 (定义向上为正)。

根据文献[2], 对于变距轴线在 1/4 弦线处的带襟翼对称翼型, 有:

$$M_\theta = -\frac{1}{4} \rho c^2 W^2 (T_{15} + l T_{22}) \delta \quad (3)$$

$$\delta = \delta_0 + \delta_{1c} \cos \psi + \delta_{1s} \sin \psi \quad (4)$$

式中, δ 为襟翼偏角 (定义下偏为正); $\delta_0, \delta_{1c}, \delta_{1s}$ 分别为襟翼总距和横、纵向周期变距值; T_{15}, T_{22} 为带襟翼翼型几何常数; l 为襟翼移轴补偿量; W 为来流合速度; c 为桨叶弦长。

将式(2)~式(4)代入式(1), 利用谐波平衡法, 可推得:

收稿日期: 2004-04-15; 修订日期: 2005-02-03

作者简介: 陆 洋(1977-), 男, 江苏大丰人, 讲师, 博士, 主要研究方向为直升机总体设计、旋翼空气动力学等。

$$\theta_0^e = \frac{D}{I_f \Omega^2 + k_\theta} \left[\left(\frac{1}{3} C_3 + \frac{1}{2} \mu^2 \right) \delta_0 + \frac{1}{2} C_2 \mu \delta_{1s} \right] \quad (5)$$

$$\theta_{1c}^e = \frac{D}{k_\theta} \left(\frac{1}{3} C_3 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) \delta_{1c} \quad (6)$$

$$\theta_{1s}^e = \frac{D}{k_\theta} \left[C_2 \mu \delta_0 + \left(\frac{1}{3} C_3 + \frac{3}{4} \mu^2 \right) \delta_{1s} \right] \quad (7)$$

式中, 常数 $D = -\rho \Omega^2 R^3 c^2 (T_{15} + l T_{22}) / 4$; $C_i = \bar{f}_i - \bar{f}_0$, ($i=2, 3$); \bar{f}_0, \bar{f}_1 分别为襟翼所在径向无因次起始、中止位置。

由此, 可以得到电控旋翼当量总距, 当量横、纵向周期变距值为: $\theta_0 = \theta_{f0} + \theta_{pre}$, $\theta_{1c} = \theta_{f1c}$, $\theta_{1s} = \theta_{f1s}$ 。其中, θ_{pre} 为桨叶预安装角。

1.2 电控旋翼气动力计算

带襟翼翼型的升力系数 $C_L = C_L^z + C_L^d$, 其中, $C_L^z = a_\infty \alpha$, α 为桨叶迎角, 升力线斜率 $a_\infty = 5.73$; 根据文献[2]可推得: $C_L^d = (a_\infty / \pi) (T_{10} - l T_{21}) \delta$, 其中, T_{10}, T_{21} 为带襟翼翼型几何常数。带襟翼翼型的阻力系数 $C_D = C_D^z + C_D^d$, 其中, $C_D^z = \zeta_0 + \zeta_1 \alpha + \zeta_2 \alpha^2$, 取经验系数 $\zeta_0 = 0.0087, \zeta_1 = -0.0216, \zeta_2 = 0.4$; 根据文献[3], $C_D^d = C_{dd} \delta^2$, C_{dd} 与襟翼的几何常数有关, 取典型值 $C_{dd} = 0.1$ 。

因此, 对于含襟翼的叶素微元, 由襟翼产生的升力和阻力增量可写为:

$$dL^e = \frac{1}{2} \rho u^2 c C_L^z dr, \quad dD^e = \frac{1}{2} \rho u^2 c C_D^d dr$$

由此可确定襟翼段叶素增量垂向力 (dF_p^e)、切向力

(dF_t^e) 和径向力 (dF_r^e), 继而通过径向和周向积分即可求出由襟翼偏角 δ 引起的增量旋翼气动力和力矩, 迭加入基本翼型产生的旋翼气动力和力矩, 即为最终所需的电控旋翼气动力。

1.3 电控旋翼直升机飞行力学模型

在考虑了上述两点之后, 电控旋翼直升机的建模方法与常规单旋翼带尾桨直升机相似。本文采用二维薄翼型理论计算桨叶气动力, 利用低阶动态入流模型计算旋翼诱导速度, 并采用了旋翼的非定常挥舞模型。尾桨气动力采用封闭形式的 Bailey 模型计算。机身气动力由吹风数据表插值获得。最终由状态空间法给出电控旋翼直升机的全量方程。

2 电控旋翼直升机配平及操纵特性分析

基于上述数学模型, 以 WZ-1 直升机为样例直升机, 进行电控旋翼直升机的配平及操纵响应计算。直升机总质量 350 kg, 旋翼直径 5.8 m, 旋翼转速 54.6 rad/s, 襟翼位于桨叶展向 $0.7R \sim 0.9R$ 之间, 襟翼弦长 $0.25c$, 移轴补偿量 $0.0625c$ 。

2.1 配平结果分析

图 1 给出了电控旋翼直升机与常规直升机的配平曲线。为便于分析, 图 1 中还给出了电控旋翼直升机襟翼操纵量的当量桨距值。从图 1(a)~图 1(c)中

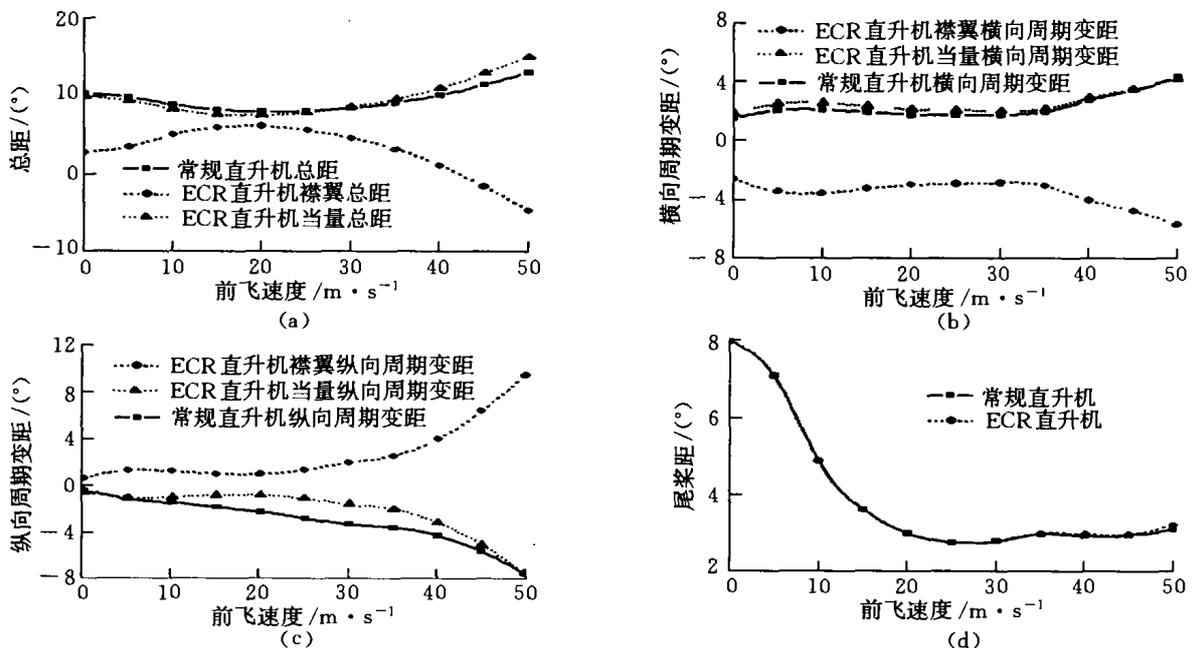


图 1 电控旋翼直升机 ($\theta_{pre} = 12^\circ, K_\theta = 200 \text{ Nm/rad}$) 与常规直升机配平曲线

可以看出,电控旋翼直升机的配平当量桨距值与常规直升机配平桨距值的变化趋势完全一致,变化范围相当。说明电控旋翼直升机与常规直升机具有类似的配平特性,电控旋翼系统完全可以满足直升机的配平操纵要求。

此外,从图 1(a)中还可以看出,当前飞速度小于 30 m/s 时,电控旋翼直升机的配平当量总距小于常规直升机的配平总距;此后则恰好相反。这种情况可作如下解释:当襟翼偏角为正时,襟翼产生正升力,因此旋翼产生一定升力所需桨距减小;反则反之。另外,只要襟翼存在非零偏角时,就会产生附加的型阻力,导致旋翼型阻功率增大,从而需要适量加大总距。这两种效应的综合作用结果导致了上述现象。

图 1(c) 中,在相当一段前飞速度范围中,电控旋翼直升机的配平当量纵向周期变距小于常规直升机的配平纵向周期变距。这反映出电控旋翼的另一特点,即襟翼总距的周期变距效应。当襟翼总距为正时,在前向来流作用下,前行桨叶所受到的低头力矩大于后行桨叶,因此会使桨盘前倾,相当于纵向周期变距的作用。当襟翼总距为负时,恰好相反。襟翼总距的周期变距效应决定于襟翼总距与前飞速度的大小。事实上,从式(7)中可以更加直观地看出襟翼总距对旋翼当量纵向周期变距的影响。

图 2 则给出了不同预安装角、不同桨根扭簧刚度的电控旋翼直升机配平曲线。当桨叶预安装角较大时,为使旋翼达到一定的配平总距,襟翼需下偏以产生低头力矩。因此预安装角增大时,襟翼总距向正值方向平移。考虑到前文所述的襟翼总距的周期变距效应,配平所需的襟翼纵向周期变距相应减小。而对襟翼横向周期变距则几乎没有影响。

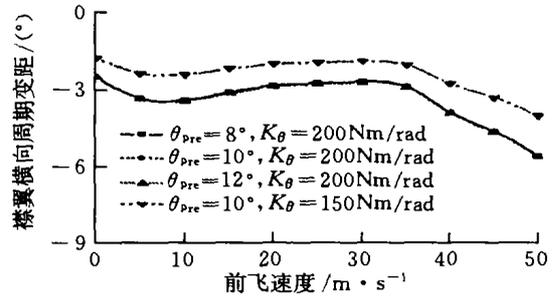
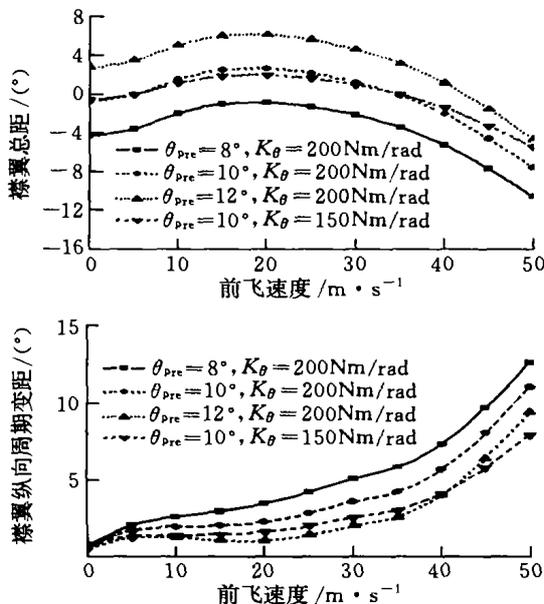


图 2 不同预安装角和桨根扭簧刚度的电控旋翼直升机配平曲线

减小桨根扭簧刚度,显然可以减小配平所需的襟翼操纵量,图 2 很好的说明了这一点。但桨根扭簧刚度并非可以无限制减小,当小于某一阈值时,旋翼将会出现气弹稳定性问题。

2.2 操纵响应分析

图 3 给出了悬停状态下电控旋翼直升机与常规直升机的操纵响应。为方便比较,电控旋翼直升机为襟翼 1° 阶跃操纵响应,常规直升机为 1° 阶跃操纵响应。从图中可以看出,样例电控旋翼直升机的操纵响应规律与常规直升机相同。对电控旋翼直升机而

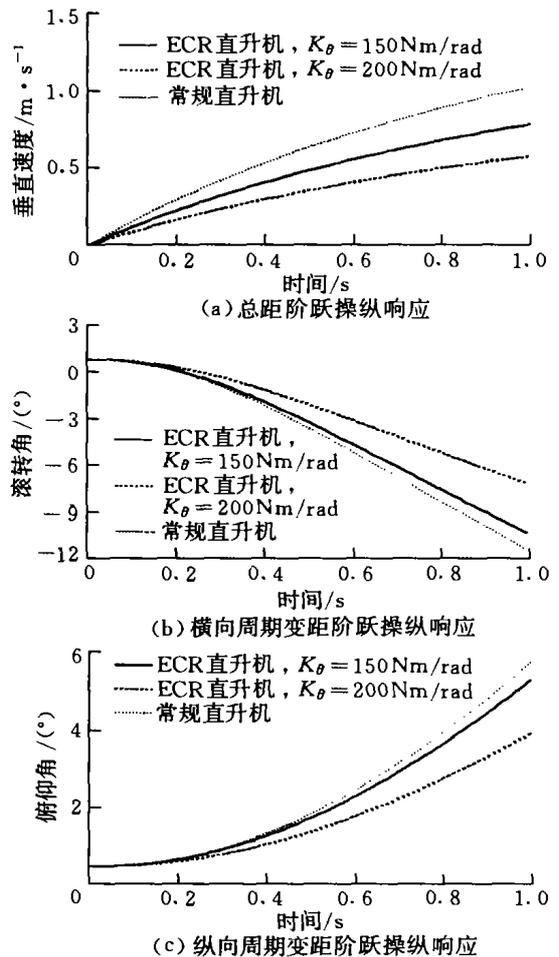


图 3 电控旋翼直升机与常规直升机操纵响应(悬停状态)

言,随着桨根扭簧刚度的减小,襟翼阶跃操纵所引起的旋翼当量桨距变大,因此操纵功效逐渐增大。

3 结论

电控旋翼直升机与常规直升机具有类似的配平特性,电控旋翼系统完全可以满足直升机的配平操纵要求。增大预安装角,配平所需的襟翼总距变大,襟翼纵向周期变距减小,对襟翼横向周期变距影响则很小。减小桨根扭簧刚度,能够减小配平所需的襟翼操纵量。

电控旋翼直升机的操纵响应规律与常规直升机相同,但随着桨根扭簧刚度的减小,操纵功效逐渐增大。

参考文献:

- [1] Aiken E, Ormiston R, Young L. A. Future Directions in Rotorcraft Technology at Ames Research Center [A]. American Helicopter Society 56th Annual Forum [C]. Virginia, 2000. 138-149.
- [2] Theodorsen T, Garrick I E. Nonstationary Flow about a Wing-Aileron-Tab Combination Including Aerodynamic Balance [R]. NACA-736, 1942. 129-138.
- [3] Ormiston R A. Aeroelastic Considerations for Rotorcraft Primary Control with ON-Blade Elevons [A]. American Helicopter Society 57th Annual Forum [C]. Washington, 2001. 464-481.

Analysis of the Trim and Control Characters of the Helicopter with the Electrical Controlled Rotor

LU Yang, WANG Hao-wen, GAO Zheng

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

Abstract: Research on the trim and control characters of the helicopter was conducted, which featured with the electrical controlled rotor (ECR). First, relationship between flap input and blade pitch was deduced based on the pitch kinetic equation of rigid blade. Then the flight dynamics model of the ECR helicopter was constructed. Taking the WZ-1 as the example helicopter, the trim and control response were calculated, and comparison between the ECR helicopter and the normal one was done. The analysis results showed that the ECR helicopter had good trim and control characters, and pre-index angle and blade root spring stiffness had distinct effect.

Key words: electrical controlled rotor; helicopter; trim; control response

(编辑:王育林)