

共轴式直升机半差动航向操纵的动态响应分析

陈 铭 胡继忠 曹义华

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要: 根据经典的垂直飞行涡流理论及共轴式直升机半差动航向操纵的结构特征,推导出共轴双旋翼直升机垂直飞行的航向动力学方程.运用有关共轴双旋翼在悬停及垂直飞行状态时气动特性的理论和实验数据,得出了共轴双旋翼直升机垂直飞行航向动力学方程的解析式.分析结果与该型直升机飞行特性一致.

关键词: 共轴式直升机;气动力干扰;动态响应;半差动;航向操纵

中图分类号: V 211.52

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2002)05-0524-04

共轴双旋翼直升机与传统单旋翼带尾桨直升机的主要区别是,依靠上下共轴反转的2组旋翼实现航向的操纵和稳定.因而不需尾桨,消除了尾桨带来的隐患,并减小了总体尺寸.共轴双旋翼直升机的航向操纵形式可分为:全差动、半差动、桨尖制动、磁粉制动.

半差动方式一般是通过改变下旋翼总距来控制直升机的航向.由于只改变下旋翼总距,因而操纵机构简单,易于实现.但由于在航向操纵时只改变下旋翼总距,上旋翼总距不变,导致直升机升力发生变化,引起直升机的起伏升降.为消除这种耦合响应,需采用总距补偿措施.因此,须研究半差动共轴式直升机航向操纵的耦合响应特性.

本文以国内外发表的有关共轴双旋翼直升机垂直飞行气动干扰特性的研究资料为基础,运用经典的涡流理论公式^[1],建立并求解了共轴双旋翼直升机垂直飞行航向操纵的动力学方程,得到了半差动共轴式直升机航向操纵的动态响应方程.推导的方程可对半差动共轴双旋翼直升机垂直飞行状态的航向操纵响应进行估算.

1 动力学方程的建立和求解

本文分析的共轴式直升机在垂直飞行时诸力的平衡如图1所示,在航向差动操纵之前,直升机处于航向稳定状态,即上下旋翼的扭矩相等、方向相反、上下旋翼的几何尺寸和转速均相同.在航向操纵之后,下旋翼的总距改变,其他参数不变.

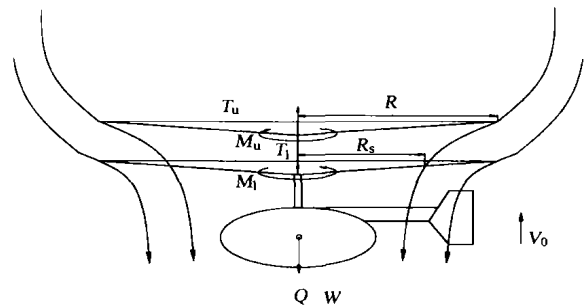


图1 共轴式直升机垂直飞行滑流示意图

1.1 共轴双旋翼气动干扰的处理

共轴双旋翼直升机在各种飞行状态下存在气动干扰,表现为上旋翼对下旋翼下洗流的影响以及下旋翼对上旋翼流态的影响,实验和理论的研究表明^{[2]-[4]}:在悬停和小速度前飞状态下,旋翼的相互影响使得下旋翼的下洗速度比单旋翼要大得多,而上旋翼的下洗速度与单旋翼几乎相同,略大一些.共轴双旋翼直升机在轴流状态下(悬停或垂直爬升时),其滑流情况^[3]大致如图1所示.上旋翼的滑流流管在下旋翼处收缩至半径 R_s ($R_s < R$),即下桨盘只在半径 R_s 以内的区域受到上旋翼下洗流的影响,而上桨盘完全处于受下桨盘作用的滑流里.在垂直爬升时,由于上下旋翼的气动干扰,各旋翼的轴向速度包括直升机的爬升速度、自身诱导速度和来自另一旋翼的诱导干扰速度.其桨盘处的平均轴向速度为

$$\text{上旋翼: } \bar{V}_u = \bar{V}_0 + \bar{v}_u + \bar{v}_{1,1}$$

收稿日期: 2001-01-04

作者简介: 陈 铭(1958-),男,北京人,高级工程师,100083,北京.

下旋翼: $\bar{V}_1 = \bar{V}_0 + \bar{v}_1 + \bar{v}_{1,u} \bar{S}_s$

$$\bar{S}_s = S_s/S = \pi R_s^2/\pi R^2 = (R_s/R)^2$$

下标 u 表示上旋翼,下标 l 表示下旋翼。

文献[3]按单旋翼的滑流边界处理共轴双旋翼,根据滑流理论推导了悬停时在不同的旋翼轴向间距下上下旋翼的升力比、上下桨盘处来自另一旋翼的诱导干扰速度的相对值、收缩半径,并表明经过实验验证,得到满意的结果。本文采用文献[3]中的模型和数据。

1.2 垂直飞行动力学方程

经典的单旋翼垂直飞行时的涡流理论^[1]的升力系数表达式为

$$C_T = \kappa \frac{k}{\pi} \left[a_\infty \bar{b}_7 \bar{B}_7 \frac{1}{3} \left(\phi_7 + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3\bar{V}_0}{2} - \frac{3\bar{v}_{1,u}}{2} \right) \right] \quad (1)$$

式中

$$\bar{B}_7 = 1 / \left(1 + \frac{a_\infty \bar{b}_7}{8\pi} \frac{k}{\bar{V}_0 + v_{dx}} \right)$$

$$\bar{v}_{dx} = -\frac{\bar{V}_0}{2} + \sqrt{\frac{\bar{V}_0^2}{4} + \frac{C_T}{4\kappa}}$$

式中各参数的物理意义和单位见文献[1]。该表达式确定了旋翼升力与旋翼几何参数、旋翼转速及垂直飞行速度之间的函数关系。

对于共轴双旋翼直升机,上下两组旋翼分别产生升力;设上旋翼的升力为 T_u ,下旋翼的升力为 T_l 。在差动操纵之前,直升机处于悬停或匀速垂直爬升的平衡状态。此时直升机无加速度,垂向平衡方程为

$$T_u^0 + T_l^0 - Q^0 - W = 0 \quad (2)$$

差动操纵后(此时操纵很快,忽略操纵过程中的响应)的垂向平衡方程为

$$T_u^1 + T_l^1 - Q^1 - W = M\ddot{Y} \quad (3)$$

式中, Q 为直升机的垂向阻力; W 为直升机总重;上标 0 为初始状态,上标 1 为操纵后状态; M 为直升机质量; \ddot{Y} 为垂向加速度。

将式(3)减去式(2)得

$$T_u^1 + T_l^1 - (T_u^0 + T_l^0) + Q^0 - Q^1 = M\ddot{Y} \quad (4)$$

式(4)为共轴式直升机在给出差动操纵后的垂直飞行动力学方程,将式(4)变为无量纲形式得

$$C_{T,u}^1 + C_{T,l}^1 - (C_{T,u}^0 + C_{T,l}^0) + C_Q^0 - C_Q^1 = \bar{M}\ddot{Y} \quad (5)$$

式中
$$\bar{M} = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 g}$$

由于直升机的垂直飞行速度较低,经计算发现求解式(5)计及垂向阻力与不计垂向阻力的结

果差别很小,因此式(5)可简化为

$$C_{T,u}^1 + C_{T,l}^1 - (C_{T,u}^0 + C_{T,l}^0) = \bar{M}\ddot{Y} \quad (6)$$

上式中各升力系数按式(1)的定义为

$$\left. \begin{aligned} C_{T,u}^1 &= \kappa \frac{k}{\pi} \left[a_\infty \bar{b}_7 \bar{B}_{7,u}^1 \frac{1}{3} \cdot \left(\phi_{7u} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3\bar{V}_0^1}{2} - \frac{3\bar{v}_{1,u}^1}{2} \right) \right] \\ C_{T,l}^1 &= \kappa \frac{k}{\pi} \left[a_\infty \bar{b}_7 \bar{B}_{7,l}^1 \frac{1}{3} \cdot \left(\phi_{7l} + \Delta\phi_7 + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3\bar{V}_0^1}{2} - \frac{3\bar{v}_{1,u}^1}{2} \right) \right] \\ C_{T,u}^0 &= \kappa \frac{k}{\pi} \left[a_\infty \bar{b}_7 \bar{B}_{7,u}^0 \frac{1}{3} \cdot \left(\phi_{7u} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3\bar{V}_0^0}{2} - \frac{3\bar{v}_{1,u}^0}{2} \right) \right] \\ C_{T,l}^0 &= \kappa \frac{k}{\pi} \left[a_\infty \bar{b}_7 \bar{B}_{7,l}^0 \frac{1}{3} \cdot \left(\phi_{7l} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3\bar{V}_0^0}{2} - \frac{3\bar{v}_{1,u}^0}{2} \right) \right] \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中, $\bar{v}_{1,u}$ 为下旋翼在上旋翼处的干扰速度; $\bar{v}_{1,l}$ 为上旋翼在下旋翼处的干扰速度; $\Delta\phi_7$ 为下旋翼的航向变距。

对共轴双旋翼直升机,各旋翼的爬升速度包括直升机爬升速度和另一旋翼在该桨盘处的诱导速度,其等效诱导速度为

$$\bar{v}_{dx,u} = -\frac{\bar{V}_0 + \bar{v}_{1,l}}{2} + \sqrt{\frac{(\bar{V}_0 + \bar{v}_{1,l})^2}{4} + \frac{C_{T,u}}{4\kappa}}$$

$$\bar{B}_{7,u} = 1 / \left(1 + \frac{a_\infty \bar{b}_7}{8\pi} \frac{k}{\bar{V}_0 + \bar{v}_{1,l} + \bar{v}_{dx,u}} \right)$$

$$\bar{v}_{dx,l} = -\frac{\bar{V}_0 + \bar{v}_{1,u}}{2} + \sqrt{\frac{(\bar{V}_0 + \bar{v}_{1,u})^2}{4} + \frac{C_{T,l}}{4\kappa}}$$

$$\bar{B}_{7,l} = 1 / \left(1 + \frac{a_\infty \bar{b}_7}{8\pi} \frac{k}{\bar{V}_0 + \bar{v}_{1,u} + \bar{v}_{dx,l}} \right)$$

将式(7)代入式(6)中,其微分方程的初始条件为

$$\bar{Y}(0) = \bar{V}_0^0 \quad \bar{Y}'(0) = 0$$

解该微分方程,经整理得

$$Y(t) = -\frac{c - b\bar{V}_0^0}{b^2} + \frac{c - b\bar{V}_0^0}{b^2} e^{-bt} + \frac{ct}{b} \quad (8)$$

式中

$$a = \frac{1}{3} \kappa \frac{k}{\pi} a_\infty \bar{b}_7$$

$$b = \frac{3}{2M\Omega R} a (\bar{B}_{7,u}^1 + \bar{B}_{7,l}^1)$$

$$c = \frac{3\bar{V}_0^0}{2M\Omega R} a (\bar{B}_{7,u}^0 + \bar{B}_{7,l}^0) +$$

$$\begin{aligned} & \frac{a}{M} \bar{B}_{7,u}^1 (\phi_{7,u} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,1}^-) + \\ & \frac{a}{M} \bar{B}_{7,1}^1 (\phi_{7,1} + \Delta\phi_7 + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,u}^-) - \\ & \frac{a}{M} \bar{B}_{7,u}^0 (\phi_{7,u} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,1}^-) - \\ & \frac{a}{M} \bar{B}_{7,1}^0 (\phi_{7,1} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,u}^-) \end{aligned}$$

式(8)为在给定航向操纵后直升机垂直位移的动态响应方程.根据文献[3],给定直升机和旋翼参数,可得出方程中所需诱导干扰速度,上式中直升机的初始状态参数即可确定.

在初始状态,根据已知参数通过式(7)可推出上下旋翼在平衡状态所需的总距 $\phi_{7,u}, \phi_{7,1}$.在差动操纵后,设

$$\frac{\partial C_{T,1}}{\partial \phi_{7,1}} = \kappa \frac{k}{3\pi} a_\infty \bar{b}_7 \bar{B}_{7,1}^0$$

则
$$\Delta C_{T,1} = \kappa \frac{k}{3\pi} a_\infty \bar{b}_7 \bar{B}_{7,1}^0 \Delta\phi_7$$

由此可得到下旋翼的升力增量和自身诱导速度增量,根据相对关系得出新的下旋翼在上旋翼处的诱导干扰速度.这样,下旋翼由于改变总距带来的升力变化改变了下旋翼的自身诱导速度并改变了对上旋翼的诱导干扰速度,上旋翼由于下旋翼对其干扰速度的变化也改变了其等效诱导速度,根据初始状态的分析方法便可得到航向操纵后方程所需的各参数.

1.3 航向转动动力学方程

在垂直飞行中由于半差动航向操纵引起的型阻功率变化很小,忽略不计.其航向变化是由于差动操纵导致上下旋翼扭矩变化所致.

经典的单旋翼垂直飞行涡流理论^[1]的诱导功率系数表达式为

$$m_{ki} = C_T \bar{v}_{dx} J \tag{9}$$

其中 J 为诱导功率修正系数.

差动操纵后的直升机转动动力学方程为

$$m_u^0 + m_u^1 - (m_1^0 + m_1^1) = \bar{I}_y \ddot{\Phi} \tag{10}$$

式中, $m_u^0, m_u^1, m_1^0, m_1^1$ 分别为上下旋翼差动操纵前后的诱导功率系数; Φ 为直升机航向转动角加速度; \bar{I}_y 为直升机绕 y 轴转动惯量.

$$\bar{I}_y = \frac{I_y}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 Rg}$$

式(9)代入式(10),其微分方程的初始条件为

$$t = 0 \quad \bar{\Phi} = 0 \quad \bar{Y} = \bar{V}_0^0$$

求解该方程经整理后得到直升机在半差动操

纵后的转动响应方程

$$\Phi(t) = -\frac{c - b\bar{V}_0^0}{b^2} + \frac{c - b\bar{V}_0^0}{b^2} e^{-bt} + \frac{ct}{b} \tag{11}$$

式中

$$a = \frac{1}{3} J \kappa \frac{k}{\pi} a_\infty \bar{b}_7$$

$$b = \frac{3}{2\bar{I}_y \Omega R} a (\bar{B}_{7,u}^1 \bar{v}_{dx,u}^- - \bar{B}_{7,1}^1 \bar{v}_{dx,1}^-)$$

$$c = \frac{3V_0^0}{2\bar{I}_y \Omega R} a (\bar{B}_{7,1}^0 \bar{v}_{dx,1}^- - \bar{B}_{7,u}^0 \bar{v}_{dx,u}^-) +$$

$$\frac{a}{\bar{I}_y} \bar{B}_{7,u}^1 \bar{v}_{dx,u}^- (\phi_{7,u} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,1}^-) -$$

$$\frac{a}{\bar{I}_y} \bar{B}_{7,1}^1 \bar{v}_{dx,1}^- (\phi_{7,1} - \Delta\phi_7 + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,u}^-) +$$

$$\frac{a}{\bar{I}_y} \bar{B}_{7,u}^0 \bar{v}_{dx,u}^- (\phi_{7,u} + \Delta\phi_7 + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,1}^-) -$$

$$\frac{a}{\bar{I}_y} \bar{B}_{7,1}^0 \bar{v}_{dx,1}^- (\phi_{7,1} + \frac{\Delta\phi}{20} - \frac{3}{2} \bar{v}_{1,u}^-)$$

2 算例

用上面推导出的方程可对半差动共轴式直升机的垂直飞行航向操纵响应进行计算.

计算过程为给出不同的差动操纵得出垂向位移和机体航向转动随时间的变化情况.

样例直升机的几何参数和飞行状态为

$$M = 370 \text{ kg} \quad \Omega R = 145 \text{ m/s}$$

$$R = 2.7 \text{ m} \quad b_7 = 0.19 \text{ m}$$

$$\Delta\theta = 0^\circ \quad a_\infty = 5.73$$

$$k = 2 \quad \rho = 0.125 \text{ kg} \cdot \text{s}^2/\text{m}^4$$

$$V_0^0 = 0 \quad I_y = 90 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$h/R = 0.2$$

计算结果见图2和图3.图2为不同航向差动操纵下直升机垂直位移随时间的变化曲线.图3为不同航向差动操纵下直升机航向转动随时间的变化曲线.其旋转方向在下旋翼增距时机体转动同上旋翼转向.从计算结果看出垂向位移的耦合

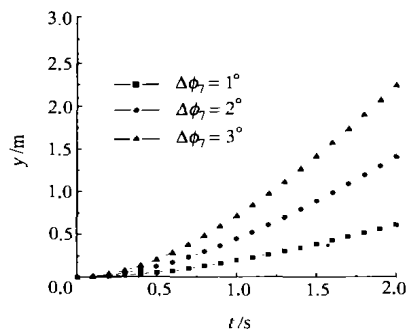


图2 不同差动操纵的垂直位移响应

响应是明显的。

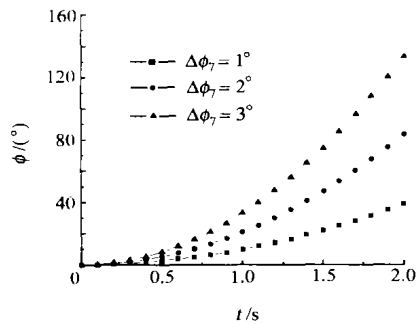


图 3 不同差动操纵的航向转动响应

3 结 束 语

本文根据经典的涡流理论及共轴双旋翼直升机固有的气动干扰特征,建立了半差动共轴式直升机沿垂直方向运动和绕垂直轴转动的动力学方

程。

通过简化求解微分方程,得出解析表达式.该表达式基本反映了半差动共轴式直升机垂直飞行航向操纵的运动响应规律。

计算结果表明,半差动航向操纵后由于升力的变化引起直升机垂向位移,其垂向加速度的大小和方向与下旋翼总距改变的大小和方向有关。

参 考 文 献

- [1] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京: 航空高等专业教材编审组, 1985. 30~36.
- [2] 唐正飞, 高 正. 共轴双旋翼与单旋翼悬停流场实验测量值的对比[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 627~632.
- [3] 梁海涛, 郭才根, 王 平. 共轴式直升机飞行性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 638~643.
- [4] Saito S, Azuma A. Numerical approach to co-axial aerodynamics [J]. Vertica, 1982, 6(4): 253~266.

Dynamic Response Analysis of Direction Control for Semi-Differential Co-Axial Helicopter

CHEN Ming HU Ji-zhong CAO Yi-hua

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract: The dynamic equation of a semi-differential co-axial helicopter in vertical flight was set up and solved based on classical vortex theory and character of aerodynamic interference between upper and lower rotors of the co-axial helicopter. There exists a coupling relationship between vertical movement and direction rotation with direction control in vertical flight of the helicopter. Calculation example results indicate that the equations of dynamic response proposed for vertical movement and direction rotation reflect flight character of this helicopter.

Key words: co-axial helicopter; aerodynamic interference; dynamic response; semi-differential control; directional control