

# 共轴式直升机旋翼气动干扰 对航向操纵的影响

邓彦敏, 胡继忠, 陶 然

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系, 北京 100083)

**摘 要:** 利用共轴式旋翼风洞实验结果, 结合轻型共轴式直升机 M16 飞行中的现象, 分析了上下旋翼气动干扰对共轴式直升机过渡飞行中航向操纵的影响。介绍了直升机由悬停转入垂直上升、平飞中加减速和转入爬升与下滑等过程中, 由于上下旋翼干扰发生了变化, 使直升机航向发生偏转后飞机的反应情况, 以及在这种情况下应进行的相应操纵。所得结果对研究共轴式直升机的操稳特性有重要意义。

**关键词:** 共轴式直升机; 气动干扰; 过渡飞行; 航向操纵

**中图分类号:** V212.4 **文献标识码:** A

## 引言

共轴式直升机具有上下两组转速相同, 转向相反的旋翼, 它们产生的扭矩互相平衡, 因而不需要尾桨。共轴式直升机与等效单旋翼(与共轴式旋翼桨叶数目相同、旋翼几何参数相等、桨尖速度相同)直升机相比, 具有结构紧凑、尺寸小, 在起飞、悬停和中速飞行时旋翼效率高、爬升率大、悬停和使用升限高等特点。由于气动力对称, 共轴式直升机有较好的纵横向运动的独立性, 在整个飞行范围内没有操纵的交叉耦合。这不仅使直升机容易驾驶, 飞行特性得到改善, 还便于设计高效的自动飞行控制系统<sup>[1]</sup>。

共轴式直升机上下两组旋翼之间存在着气动干扰。当旋翼拉力不同, 飞行速度和飞行状态不同时, 上下旋翼的相互干扰将发生变化<sup>[2]</sup>。这种变化对共轴式直升机过渡飞行中的航向操纵将产生一定影响。在轻型共轴式直升机 M16 的试飞中, 飞行员反映: 悬停中增大旋翼总距时直升机向右偏转; 水平消速过程中, 直升机也有右偏趋势。为弄清这些问题, 以便更好地了解共轴式直升机的飞行特性, 以在国外某研究中心对共轴式旋翼进行的风洞测力实验结

果为依据, 结合飞行中遇到的上述现象, 对共轴式直升机在几种过渡飞行状态中上下旋翼干扰对航向操纵的影响进行了初步分析。

## 1 由悬停转入垂直上升

假定共轴式直升机的上旋翼顺时针旋转, 下旋翼逆时针旋转。悬停中, 杆舵在中立位置时, 直升机保持平衡, 不考虑风的影响, 旋翼转速基本不变。

### 1.1 悬停时上下旋翼之间的气动干扰

共轴式旋翼和单旋翼(一个上旋翼或者一个下旋翼)的风洞实验结果表明: 悬停时, 上下旋翼之间存在着较严重的气动干扰, 其中上旋翼对下旋翼的干扰更大。这种干扰主要表现为: 在上下旋翼扭矩系数相同时( $m_{K,u} = m_{K,l}$ ), 下旋翼拉力比上旋翼小, 随着拉力系数( $C_T$ )的增大, 下旋翼与上旋翼的拉力系数比( $C_{T,l}/C_{T,u}$ )减小(如图 1 所示), 这说明上旋翼对下旋翼的干扰增强。

图 2 从另一个侧面表明了上述结果。该图是在上下旋翼拉力系数( $C_{T,c}$ )与单旋翼拉力系数( $C_{T,s}$ )相同时, 上下旋翼的扭矩系数( $m_{K,c}$ )与单旋翼扭矩系

收稿日期: 2003-02-10; 修订日期: 2003-05-30

作者简介: 邓彦敏(1950-), 女, 河北蠡县人, 高级工程师, 研究方向为飞机、直升机空气动力学;

胡继忠(1936-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 研究员, 从事飞机、直升机设计和研究工作;

陶 然(1972-), 男, 安徽宣城人, 工程师, 研究方向为飞机、直升机空气动力学。

数( $m_{K,c}$ )之比随拉力系数变化的曲线<sup>[2]</sup>。由图可以看到,悬停时,为获得与单旋翼相同的拉力,下旋翼的能量消耗比上旋翼大,且拉力系数越大,能量消耗大得越多。显然,上旋翼对下旋翼的干扰结果是使下旋翼拉力减小,旋转阻力增大。

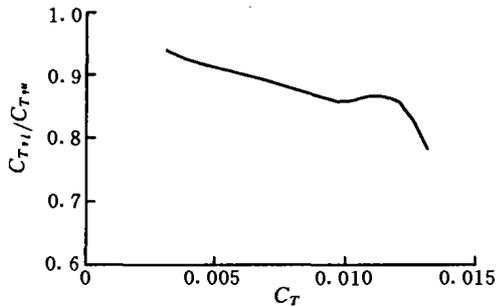


图 1  $C_{T,i}/C_{T,u}$  随  $C_T$  的变化

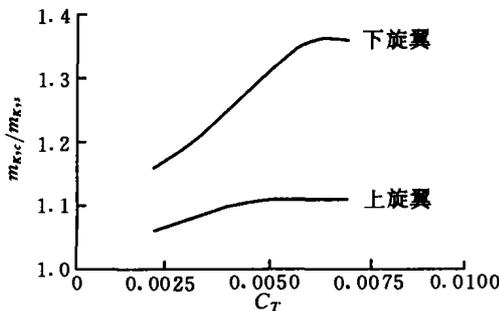


图 2 拉力系数相等时,  $m_{K,c}/m_{K,u}$  随  $C_T$  的变化

## 1.2 由悬停转入垂直上升的航向操纵

悬停时,作用在直升机上的力和力矩保持平衡,在垂直方向,旋翼拉力与直升机重量大小相等,方向相反。为使直升机由悬停转入垂直上升,必须垂直向上增速。此时,旋翼拉力除克服重力外,还要克服直升机的废阻力和惯性力。因此,飞行员需要增大旋翼总距,使拉力增大。这样,与悬停状态相比,上旋翼对下旋翼的干扰增强,下旋翼的旋转阻力增大,迫使机头向右偏转。此时,为保持直升机航向不变,飞行员须蹬左舵。上升时,操纵量越大,直升机垂直增速越快,航向偏转也就越明显。

直升机由悬停转入垂直上升之后,随上升速度逐渐趋于稳定,垂直方向的加速度消失,直升机在新的状态达到平衡,航向偏转将减小;由悬停转入垂直下降(在允许的下降率范围内)之后,共轴式直升机的航向偏转与上升时相反。

## 2 由悬停转入前飞及平飞中加减速

### 2.1 旋翼气动干扰随前进比的变化

拉力系数相同时( $C_{T,u}=C_{T,i}=C_{T,s}=0.0085$ ),

上下旋翼扭矩系数与单旋翼扭矩系数之比随前进比( $\mu$ )的变化如图 3 所示。由图 3 可以看到,为获得与单旋翼相同的拉力,当  $\mu=0\sim 0.1$  时,随前飞速度的增大,上旋翼比同状态下的单旋翼多消耗的功率不断增大,而下旋翼则变化不明显; $\mu>0.1$  以后,上下旋翼多消耗的功率都减小了,且下旋翼减小更快些。

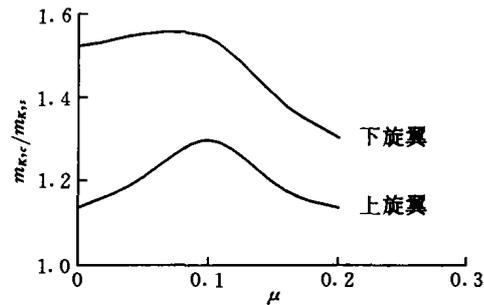


图 3  $m_{K,c}/m_{K,u}$  随  $\mu$  的变化

### 2.2 由悬停转入前飞中的航向操纵

共轴式直升机悬停飞行时,上旋翼从周围吸入空气并排向下方,从上旋翼脱落的尾涡直接冲击到下旋翼上,被下旋翼吸入并排进它自己的尾涡内<sup>[3]</sup>。此时,两旋翼的相互干扰表现为上旋翼对下旋翼干扰较大,而下旋翼对上旋翼干扰较小。由悬停转入前飞时,飞行员前推杆,旋翼随之前倾,穿过旋翼桨盘的气流由轴向气流变为斜吹气流,尾涡开始后掠,空间结构发生变化<sup>[4]</sup>,上下旋翼的气动干扰也将发生变化。

由图 3 可见,在  $\mu=0\sim 0.1$  之间,上旋翼对下旋翼的干扰变化不大,而下旋翼对上旋翼的干扰增强,使上旋翼旋转阻力增大。因此,当飞行员前推杆时,机头将向左偏转,为保持航向不变,应适当蹬右舵; $\mu>0.1$  以后,随前飞速度的增大,上下旋翼的相互干扰减小,但与悬停时相比,上旋翼对下旋翼的干扰减小更多。随前飞速度的不断增大,应相应增大右蹬舵量。

### 2.3 水平飞行时加减速的航向操纵

由于直升机在不同速度范围飞行时,上下旋翼的相互干扰不同,所以在不同速度下加速与减速,直升机的航向变化量也不同。图 4 给出了在拉力系数相等时,上下旋翼和单旋翼的扭矩系数随前进比的变化曲线。由图 4 可以看到,在  $\mu=0\sim 0.1$  范围内,随前飞速度的增加,三者的扭矩系数都逐渐减小,但它们的变化率却有明显差别,下旋翼与单旋翼的扭矩系数减小较快,变化率基本相同,而上旋翼的扭矩系数减小较慢; $\mu>0.1$  以后,上下旋翼扭矩系数减

小的幅值差别变小。这表明:在 $\mu < 0.1$ 范围内加速时,直升机航向左偏较明显,飞行员在前推杆的同时应有较大的右蹬舵量;在 $\mu > 0.1$ 以后加速时,右舵增量较小,特别是在 $\mu = 0.10 \sim 0.15$ 之间时,由于上下旋翼的相互干扰都减小,使两旋翼旋转阻力之差变小,所以,直升机航向偏转量很小。

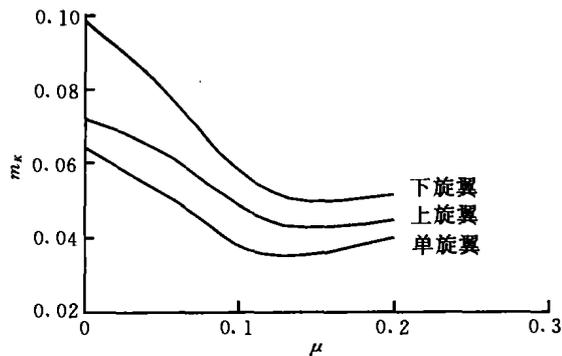


图4 拉力系数相等时,各扭矩系数随 $\mu$ 的变化

减速时,情况相反,急剧减速中如不及时蹬左舵,直升机则向右偏转。

### 3 由平飞转入斜向爬升与下滑

#### 3.1 前飞时上下旋翼气动干扰随拉力系数的变化

图5给出了 $\mu = 0.15$ (经济速度)时,上下旋翼扭矩系数与单旋翼扭矩系数之比随拉力系数变化的曲线。可以看到,在 $C_T$ 较小时,上下旋翼的相互干扰量变化不大; $C_T > 0.005$ 以后,上旋翼对下旋翼的干扰增强。这将对共轴式直升机由平飞转入斜向爬升与下滑的航向操纵产生一定影响。

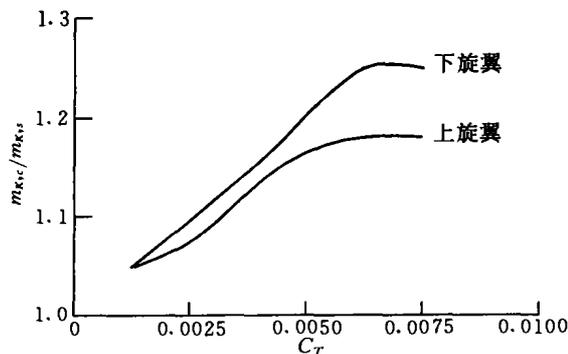


图5  $m_{k.c.}/m_{k.s.}$ 随 $C_T$ 的变化

转,为保持航向不变,飞行员应蹬左舵。

由平飞转入下滑时,飞行员首先下放总距杆,使旋翼拉力减小,直升机沿倾斜轨迹下滑。下滑中旋翼涡系变得比较复杂,但由于下降率较小,所以,通常表现为上旋翼对下旋翼的干扰减弱,下旋翼对上旋翼的干扰增强,使直升机航向左偏。与斜向爬升不同的是,下滑时,直升机的垂尾受机身及旋翼尾流的不利干扰减小,方向舵效率提高,右蹬舵量会小些。

### 4 结束语

共轴式直升机上下旋翼之间的气动干扰对几种过渡飞行中航向操纵的影响,主要是由于旋翼拉力及尾涡形态的改变使两旋翼的旋转阻力发生了变化,从而使反扭矩出现差别。这与单旋翼带尾桨直升机进行总距操纵时引起的航向偏转有很大不同。首先,单旋翼直升机改变旋翼总距时,航向偏转量是由旋翼扭矩的变化量引起的,而共轴式直升机仅是由上下旋翼扭矩变化量之差引起的,因此,航向操纵量很小。此外,由于单旋翼直升机尾桨通常高于全机重心,所以,在提距蹬舵修正航向时,还引起直升机横向倾斜。为保持直升机平衡,飞行员需要进行多重交叉操纵,而共轴式直升机的飞行状态变化和航向修正对横向运动基本无影响,所以,操纵较为简单。

#### 参考文献:

- [1] Anikin V A. Aerodynamic feature of a coaxial rotor helicopter [A]. Proceedings of the 14th European Rotorcraft Forum[C]. 1988.
- [2] 邓彦敏,陶然,胡继忠. 共轴式直升机上下旋翼之间气动干扰的风洞实验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(1): 10-14.
- [3] Taly M A. Balsa-dust technique for air-flow visualization and its application to flow through model helicopter rotors in static thrust [R]. NACA TN-2220, 1960.
- [4] Akimov A L, Butov V P, Bourtsev B N, et al. Flight investigation of coaxial rotor tip vortex structure [A]. 50th Annual Forum of the American Helicopter Society[C]. 1994. 1 431-1 449.

#### 3.2 由平飞转入斜向爬升与下滑时的航向操纵

由平飞转入斜向爬升时,飞行员向后带杆,同时增大旋翼总距,直升机爬升。与平飞时相比,旋翼拉力增大,旋翼负迎角增大,尾涡后掠减小,这些变化都使上旋翼对下旋翼的干扰增强,直升机将向右偏

## Effect of Aerodynamic Interactions between Dual Rotors of Coaxial Helicopter on Course Control

DENG Yan-min, HU Ji-zhong, TAO Ran

*(Department of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)*

**Abstract:** The paper presents the effect of change in aerodynamic interactions between upper and lower rotors of the coaxial helicopter on the course control in several transition flight states, including transition from hover to vertical rise, speed up and down in horizontal flight, transition from horizontal flight to climb and descent along inclined flight path. The course of the coaxial helicopter is deflected due to change of rotor thrust and shape of rotor wake in these transition flight states. The results achieved were important for investigating the control and stability of the coaxial helicopter.

**Key words:** coaxial helicopter; aerodynamic interaction; transition flight; course control

(编辑: 崔立峰)

---

(上接第 17 页)

## Calculation and Simulation of Time Domain Criteria for Flying Qualities of Pitch Axis

CHEN Gui-sun, FANG Zhen-ping

*(Faculty 509, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)*

**Abstract:** The handling qualities can't be evaluated by equivalent system criteria for modern aircraft, thus time domain criteria based on higher-order systems are recommended in new specification. They involve the Chalk criterion determined by pitch rate response to pilot input, the Gibson criterion determined by relations between pitch attitude and flight path response to pilot input and the requirement of vertical acceleration at pilot station in order to avoid the confusing nature. In the paper, it is introduced the background and mechanism about these criteria and calculated and evaluated by time domain criteria for an example of an aircraft.

**Key words:** time domain; flying qualities; pitch axis

(编辑: 姚妙慧)