

共轴式直升机半差动航向操纵系统

冯亚昌 杜惠芳

(北京航空航天大学303教研室,北京,100083)

CONTROL SYSTEM OF SEMI-DIFFERENTIAL YAWING FOR COAXIAL HELICOPTERS

Feng Yachang, Du Huifang

(Faculty 303, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘要 阐述共轴式直升机飞行原理,分析设计了半差动航向操纵系统,经试飞验证该系统的设计是成功的。

关键词 直升机 飞行原理 操纵系统

中图分类号 V249.11

Abstract A description is given on the flight principle of coaxial helicopters, and a control system of semi-differential yawing is designed. It is verified through real flight test that the designed system is successful.

Key words helicopters flight-principles control system

自80年代以来,美国、加拿大和英国等国家大力发展共轴式无人驾驶直升机。因其有一对旋转方向相反旋翼共一条轴线,而且它是按无线电遥控或自主飞行的,故取名为共轴式无人驾驶直升机。这类直升机的特点是:尺寸小、结构紧凑;悬停和中速飞行效率高;由于没有尾桨,降低了故障率,有利于无人驾驶情况下的着陆安全。所以国外现有的无人旋翼侦察系统多采用共轴式直升机,并被广泛地用于军事、民用上^[1,2]。但共轴式直升机操纵系统中航向操纵是研制设计这类直升机成败关键之一。本文分析设计了半差动航向操纵系统,以满足其要求。

1 共轴式直升机飞行原理

由图1可知,直升机有上下两组旋翼系统,一组正转,一组反转,其桨叶的旋转角速度分别为 X_1 , X_2 , 各自产生反扭矩分别为 M_1 , M_2 。当它们相互抵消时,则直升机的机体在空中保持原航向不转动。

当两组桨叶的旋转平面水平时,其合力 R 或升力 Y 向上,此时可能有如下两种情况

$$Y = G; \quad M = M_1 - M_2 = 0 \quad (1)$$

$$Y > G \text{ 或 } Y < G; \quad M = M_1 - M_2 = 0 \quad (2)$$

式中: G 为直升机重量; M 为两组旋翼系统对其机体所产生的反扭矩之和(合反扭矩)。

若式(2)成立,则直升机会从陆地作垂直上升或下降运动;若式(1)成立,则它悬停在某高度上,如图1所示。当两组桨叶的旋转平面倾斜时,其合力 R 也倾斜。于是它可分解为垂直分力、水平分力和侧向分力,则直升机产生水平或侧向运动。

在悬停状态下,上下两组旋翼各自反扭矩之和有如下情况

$$\left. \begin{aligned} M_1 > M_2; \quad M > 0 \\ M_1 < M_2; \quad M < 0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

此时直升机会在该高度上绕其机体竖轴向左或向右转弯运动,以改变当时的飞行航向。

2 共轴式直升机航向操纵方案

共轴式直升机操纵系统由4个独立的互不干涉的纵向、横向、航向和总距子操纵系统组成的,其中纵横向和总距子系统基本上与单旋翼带尾桨直升机相似,但机构复杂,技术难度大。航向操纵与单旋翼机有本质上区别,是设计研制这类直升机成败关键之一。而且航向系统还与传动系统中减速装置有密切关系,即根据减速器的不同布局,可采用等转速和等扭矩两种不同类型的航向操纵方案。

2.1 等转速航向操纵方案

等转速乃是指两组桨叶的转速始终为某额定值 $X = X_1 = X_2$ 。此时若式(1)成立,则直升机悬停在某高度上,如图1所示。悬停状态时,若航向操纵系统仅仅改变下桨叶的桨距角,使其迎角有增量 ΔA 。从而使等式(1)不成立,则这种系统称为半差动航向操纵系统。此时合反扭矩 M 有如下两种情况

$$\left. \begin{aligned} M &= M_1 - (M_2 - \Delta M) = \Delta M \\ M &= M_1 - (M_2 + \Delta M) = -\Delta M \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中: ΔM 为下桨叶有迎角增量 ΔA 而引起的反扭矩增量,其值与 ΔA 成正比。显然,此时直升机总升力有变化,并与 ΔA 成正比。经计算其相对变化值小于6%,故其高度稍有变化。当 $\Delta M > 0$ 或 $-\Delta M < 0$ 时,直升机在原悬停高度附近绕其竖轴正向或反向转弯,改变其飞行航向,其航向角速度与 ΔA 成比例。

2.2 等扭矩航向操纵方案

等扭矩乃是指动力系统的输出始终为某常值扭矩。通过传动装置的减速器将其等量地分配给上下旋翼系统,而合反扭矩为

$$M = M_1 + M_2 = \text{常数}, \quad M_1 = \hat{u} - M_2 \hat{u} = \frac{1}{2} \text{常数} \quad (5)$$

悬停状态下,如果在上下旋翼系统的传动轴上各自安装磁粉离合器。当上下两个磁粉离合器不工作,则直升机在该高度保持原航向的悬停状态;当有航向操纵时,如果仅仅使上(或下)离合器以某强度啮合力作用于上(或下)旋翼系统传动轴上,破坏了上下传动轴所产生的平衡扭矩关系,使上下桨叶的转速不相等了,此时作用在机体上的合反扭矩 M 为

$$\left. \begin{aligned} M &= (M_1 \pm \Delta M) + (M_2 \mp \Delta M) = \text{常数} \\ M_1 + \Delta M &> M_2 - \Delta M; \quad M_1 - \Delta M < M_2 + \Delta M \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

由上式知为了保持等扭矩值,不得不重新分配上下传动轴的输出扭矩。使上(或下)传动轴扭矩增加 $M_1 + \Delta M$ (或减小 $M_2 - \Delta M$)。此时使直升机在原悬停高度附近绕其竖轴正向(或反向)转弯,其航向速率与输入磁粉离合器中电信号强弱程度成正比。该系统称为磁粉离合器航向操纵系统。

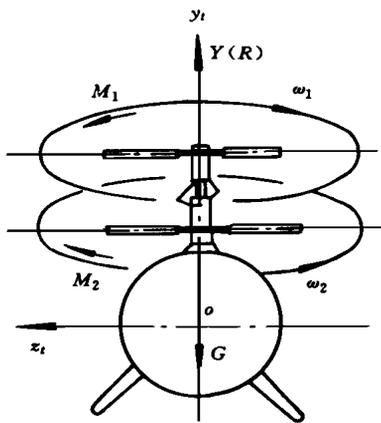


图1 直升机在某高度处的悬停状态

作者曾对等转速和等扭矩操纵方案中的半差动、全差动和磁粉离合器、气动减速板等4种航向操纵系统,从效果、可靠性、重量、结构复杂程度和工艺性等方面作了分析比较,得出半差动航向操纵系统是最佳的。

3 半差动航向操纵系统的操纵原理

图2为具有半差动航向操纵方案的操纵系统原理图。由图知该系统的输入量是受4个舵机控制的。总距、航向舵机是固联在主减速器壳体上,纵横向舵机是固联在总距套筒上,随其上下运动。舵机输出量通过拉杆摇臂、上下倾斜器和过渡摇臂变距拉杆传到旋翼上,使其转过相应的桨距角,以实现操纵的目的。

上下桨叶通过桨毂分别与内外转轴固联,在外轴的外面轴套上套总距套筒,其上又套航向操纵滑环、滑套式转盘和下倾斜器内环,它们之间可沿轴向相对上下滑动,但不能转动。上倾斜器内环通过滑键与内轴相联,它不仅可沿轴向上下相对运动,还随内轴一起转动。上下倾斜器外环通过扭力臂与上下桨叶同步转动,并有根等长撑杆将它们相联,以实现使上下桨叶同步地偏转相同的桨距角。上倾斜器与上旋翼间摇臂支座直接夹固在内轴上,随内轴转动。而下倾斜器与下旋翼间摇臂支座套在轴套上,可上下滑动,其外环随下旋翼一起转动。

半差动航向操纵原理:航向舵机的输出量通过航向杠杆带动航向操纵滑环,使滑环沿总距套筒上下滑动,滑环经两个撑杆带动过渡摇臂的支座。铰接在支座上的过渡摇臂借助两组推拉杆分别连接下倾斜器和下桨叶的变距摇臂。使下桨叶迎角变化,导致由下旋翼气动力对机体所产生的反扭矩变化 ΔM ,此值就是航向操纵力矩。再根据 ΔM 值大小和符号,决定航向速率和转弯方向,以实现航向操纵的目的。

试飞结果表明技术难度较大的共轴式直升机操纵系统的设计是成功的。

对胡继忠、李沛琼等同志的热忱指导、帮助,作者在此特向他们致以最诚挚的感谢!

参 考 文 献

- 1 念培. 共轴旋翼直升机的设计特点. 国际航空, 1991, (3): 22~24
- 2 鄢国荣. ML公司的“小精灵”旋翼无人机. 国际航空, 1989, (6)40~41

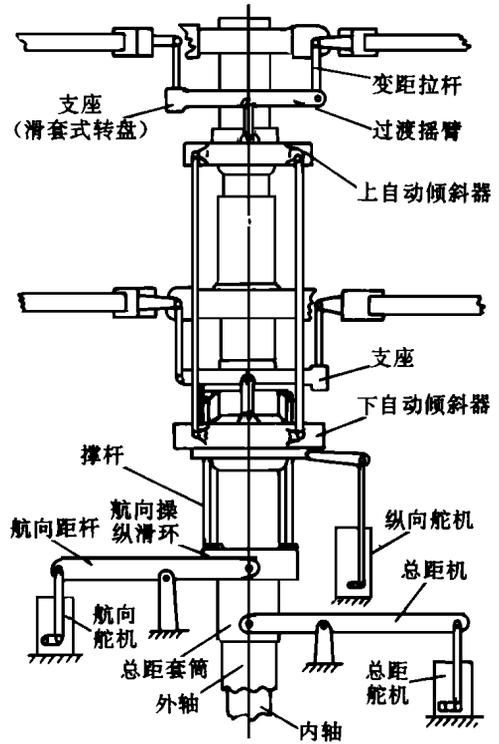


图2 半差动航向操纵的操纵系统原理图