

工学博士学位论文

直升机智能旋翼非接触信号传输 及振动主动控制技术研究

陈仁文

南京航空航天大学

一九九九年 南京

工学博士学位论文

直升机智能旋翼非接触信号传输 及振动主动控制技术研究

研究生姓名： 陈仁文

学科、专业： 测试计量技术及仪器

研究方向： 智能材料与结构

博士生导师： 陶宝祺 教授

南京航空航天大学

一九九九年 南京

A Dissertation for the Application of Doctorate

**Study on Non-contact Signal Transmission
and Active Vibration Suppression for
Smart Rotor**

Prepared by **Chen Renwen**

Under the Guidance of **Prof. Tao Baoqi**

The Key Lab for Smart Materials and Structures
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

March , 1999

论 文 摘 要

直升机的振动和噪声非常突出,它不仅引起构件的疲劳损伤,使精密仪器及武器瞄准系统精度降低、可靠性下降,而且使飞行员产生不舒适感,工作和作战效率降低。因而,对其振动与噪声进行抑制有非常重要的意义。

智能旋翼通过在桨叶中埋入分布式驱动器和传感器,结合测控系统,能对直升机的振动与噪声进行自适应控制,较之常规控制方法具有很多潜在的优势,是直升机振动控制的最新方向。

要实现智能旋翼振动主动控制功能,必须在直升机旋翼与机体之间进行多路测量、控制信号的传输。为了克服集流环和遥测、遥控信号传输方式的弊端,本文创造性地提出了采用非接触电磁耦合方式实现智能旋翼振动测量和控制的新思路。通过设计特殊的电磁耦合结构,采用调制解调和频分多路复用技术,实现了多路测控信号和高压功率信号的非接触传输;对压电传感器、驱动器的基本原理、性能、相应调理电路进行了研究,首次研制了用于智能旋翼的小型高压功率放大器,实现了在旋翼上的直接驱动;指出了自感式驱动器的若干缺点;讨论了智能旋翼桨叶的结构形式和驱动方式,通过优化和匹配设计将压电传感器和作动器布埋在桨叶中,制作了智能旋翼桨叶模型,并进行基本试验;首次提出了通过设计旋转变压器获得与直升机振动主要扰力频率强相关的谐波信号作为自适应控制参考信号的新方法,利用基于自适应滤波的前馈控制进行了直升机振动的主动控制,使控制器简化,控制响应速度和鲁棒性得到提高;建立了一套完整的基于非接触信号传输系统的直升机智能旋翼模型试验平台,进行了旋转状态下的振动控制试验,取得良好的减振效果;论文同时还对影响自适应滤波控制的几个因素进行了分析。

本课题得到国家自然科学基金、航空科学基础基金的资助

关键词: 智能旋翼;振动控制;主动控制;非接触传输;压电元件

ABSTRACT

Smart material and structure (SMS) is a challenging novel technique for the 21st century especially in the field of aviation. Smart rotor is a branch which SMS began with. Vibration and noise are severe problems of helicopters. The main objective of smart rotor is vibration cancellation and noise reduction. For a typical smart rotor system, distributed sensors and actuators are embedded into rotor blades, while controller is usually located to helicopter's fuselage, signal transmission between rotary rotor and the fuselage is necessary. However, traditional methods like slip ring and remote measuring can not meet the requirement. slip ring is unreliable, requires more maintenance, and unable to transmit high voltage signal. Remote measuring system is complex, expensive, and unable to transmit energy. A novel non-contact signal transmission method is present to overcome the defects. In this system, the measured signal is modulated by a high frequency signal(carrier), and transmitted to the fuselage through magneto-electric coils, then is demodulated to the primary signal. So is the case when control signal is transmitted from fuselage to rotor. To transmit more than one signal by a single coupling coil, a frequency division multiplexing(FDM) method is adopted.

A two blade rotor model is fabricated, piezo elements are bonded to the rotor blades to the optimal locations. After development of the non-contact signal transmission system for smart rotor, a active filtering feed-forward control strategy is present to suppress the vibration by smart rotor. For feed forward control, a novel method is present to pick up the reference signal by a resolver, because its output signal has the same frequency as that of the main disturbance of helicopter rotor. Experiment is performed to validate the control method and the rotor medal test system. It is found that the whole system is effective.

The reseach described in this paper is financially supported by National Science Foundaion and Aeronautical Science Foundation

KEYWORDS: Smart Rotor; Vibration Suppression; Active Control
Non-contact Signal Transmission; Piezoelement

目 录	
第一章 绪论	1
§ 1.1 减振降噪智能结构	1
1.1.1 智能材料结构概述	1
1.1.2 减振降噪智能结构	3
1.1.3 减振降噪智能结构的系统组成	4
§ 1.2 直升机智能旋翼振动主动控制	5
1.2.1 直升机的振动	5
1.2.2 直升机振动控制的基本途径	5
1.2.3 直升机智能旋翼及振动主动控制	6
1.2.4 智能旋翼的国内外研究现状	8
§ 1.3 论文的选题依据及研究的主要内容	10
1.3.1 直升机振动控制目的及意义	10
1.3.2 问题的提出	10
1.3.3 本文的研究内容	11
第二章 直升机智能旋翼中的基本功能组元研究	13
§ 2.1 传感元件	12
§ 2.2 压电传感器	14
2.2.1 正压电效应及其表达式	15
2.2.2 压电传感器特性	16
2.2.3 电荷放大器设计	18
§ 2.3 驱动元件	21
§ 2.4 压电驱动器	21
2.4.1 逆压电效应及其表达式	21
2.4.2 用于压电驱动的小型旋翼高压功率放大器	22
2.4.3 基于 ASIC 的高压功放	25
§ 2.5 自敏感式压电驱动器	27
2.5.1 自敏感压电驱动器工作原理	27

2.5.2 自敏感压电驱动器电路.....	27
2.5.3 自敏感压电驱动器驱动效率分析.....	29
§ 2.6 控制系统.....	30
§ 2.7 本章小结.....	31
第三章 智能旋翼桨叶的结构形式、基本模型及实验.....	33
§ 3.1 常规旋翼与智能旋翼.....	33
§ 3.2 智能旋翼桨叶的结构形式.....	33
§ 3.3 根部驱动智能旋翼桨叶引线方案.....	37
3.3.1 使梁产生弯曲变形.....	37
3.3.2 使梁产生扭转变形.....	38
§ 3.4 智能桨叶模型及功能元件位置的优化设计.....	40
3.4.1 桨叶模型弯曲振动分析.....	38
3.4.2 功能元件布埋位置的优化.....	40
§ 3.5 桨叶模型驱动及振动控制基础实验.....	43
3.5.1 桨叶模型扭转驱动实验.....	43
3.5.2 直升机桨叶模型非旋转状态下的振动控制实验.....	46
§ 3.6 本章小结.....	49
第四章 直升机智能旋翼非接触信号传输技术.....	50
§ 4.1 智能旋翼非接触信号传输方案.....	50
§ 4.2 非接触测控系统的总体硬件方案.....	51
§ 4.3 信号调制方法研究.....	53
4.3.1 幅值调制.....	53
4.3.2 角度调制方法.....	55
4.3.3 脉冲编码调制(PCM).....	57
4.3.4 多路信号传输—频分复用和时分复用.....	58
4.3.5 非接触信号传输系统中的信号调制.....	59
§ 4.4 非接触信号耦合器设计.....	60
4.4.1 信号耦合器的结构设计.....	60
4.4.2 磁路及磁芯材料的选择.....	61

§ 4.5 非接触信号传输系统的电路设计.....	62
4.5.1 幅度调制与解调.....	62
4.5.2 频率调制及多路信号传输.....	66
§ 4.6 非接触信号传输系统的性能测试.....	67
4.6.1 功率耦合性能测试.....	67
4.6.2 信号传输特性测试.....	68
§ 4.7 本章小结.....	70

第五章 基于非接触测控系统的智能旋翼振动主动控制技术 71

§ 5.1 智能旋翼模型试验平台的建立.....	71
§ 5.2 智能旋翼振动主动控制技术研究.....	73
5.2.1 直升机的振动主动控制方式.....	73
5.2.2 直升机振动的主动控制.....	77
5.2.3 振动控制方式方法的评述.....	84
§ 5.3 基于自适应滤波前馈控制的直升机振动单桨叶控制研究.....	85
5.3.1 自适应控制.....	85
5.3.2 自适应滤波器的最小均方算法.....	86
5.3.3 滤波 x-LMS 算法.....	87
5.3.4 一种获取参考信号的新方法.....	88
§ 5.4 智能旋翼桨叶模型主动振动控制试验.....	89
§ 5.5 本章小结.....	94

第六章 总结与展望..... 95

§ 6.1 全文总结.....	95
§ 6.2 展望.....	98

参考文献..... 99

致谢..... 107

附录..... 108

第一章 绪 论

§ 1.1 减振降噪智能结构

1.1.1 智能材料结构概述

智能材料结构曾经被人们认为是科学幻想或神话。但随着科学家们研究的深入和技术的不断进步,智能材料结构的概念已逐渐被人们所认识,并吸引着许多科技工作者从事该领域的研究。

智能材料结构是一个全新的概念,它与主动结构、自适应结构等概念不同。将具有感知功能的传感元件、具有驱动功能的驱动元件和具有分析、判断、决策能力的微控制器和信号处理电路都融合在基体材料中组成一体化的有机结构,使这种结构具有人们期望的某些智能功能,这种结构就称为智能材料结构^[1]。

其实,智能材料结构的最基本的思想来源于仿生学,可以说是仿生学发展到一定程度后的产物。从仿生学的角度来看,智能材料结构就是一个具有一定仿生特征的有机系统。智能材料结构中的敏感元件或传感器具有感知外界环境和自身状况的能力,相当于生物体的神经元;驱动器能根据控制器发出的指令产生相应的动作,相当于生物体中的肌肉;而控制器和相应数据处理单元能对测量信号进行处理、分析、判断并作出决策,控制驱动器的动作,相当于生物体的大脑。由此可见,智能材料结构将各种功能材料或元件融合在基体材料中,在材料中集成了结构,而结构本身又是由材料经一定工艺复合而成,使传统的材料与结构之间的界限产生了模糊。所以,这种概念的提出是具有划时代意义的,难怪有人曾预言^[2]:智能材料结构将有可能萌生一场新的工业革命!

对智能材料结构目前还没有统一和精确的定义,甚至名称也没有完全统一。例如,有人称之为“智能材料与结构”,还有人将材料与结构分开,分别称“智能材料”、“智能结构”等。

通常,智能材料结构应包含以下主要功能^[3]:

- ①材料与结构的健康监测;
- ②材料与结构的强度自诊断、自适应、自修复;
- ③结构的主动减振降噪;

④形状自适应控制;

⑤智能表层功能^[4]。在飞机表层中具有识别、干扰、通讯、隐蔽等功能。

智能材料结构的诞生主要有三个方面的原因^[5]:①复合材料的普遍使用,迫切需要解决它的强度诊断等问题。驱动和敏感材料以及材料集成技术的发展使得驱动元件和传感元件可以融合进复合材料中实现人们所期望的强度自诊断、自适应等功能;②以往对结构材料仅研究它的力学和机械性能,对电学材料感兴趣的是其电学性能,而对驱动材料仅注意它的激励方法和驱动性能等。材料科学的发展,使得人们开始对机械、电子、驱动等材料的多方面性能的耦合进行研究;③微电子技术、总线技术及计算机技术的飞速发展,解决了信息处理和快速控制方面的难题,为材料和结构的智能化提供了有利条件。

智能材料结构是航空领域的一项重要技术,而且对该技术的研究首先起源于航空界。智能材料结构的应用将大大改变未来飞机的制造、维修和飞行方式,对减轻飞机重量、提高飞机性能、降低飞机使用成本和保证飞机飞行安全将发挥重要作用。可以说,在飞机中普遍使用智能材料结构是下一代智能型飞机的根本特征。

在传统设计方法中,飞机设计师首先考虑飞机的气动外形、操纵性、稳定性和结构形式等,先设计飞机外形,然后考虑电子设备的安装,各系统的设计均是独立进行的,它们都在争夺飞机的空间和可以承受的重量。目前,飞机结构增重的2/3用于安装电子设备需要加强的结构件和导线的铺设。随着飞机功能的增加,原来的设计方法已不能适应,为此美国空军提出智能结构和智能表层的研究项目,得到美国政府和军方的大力支持。毋庸置疑,航空和其它国防工业的需求是智能材料与结构发展的原始动力。

智能材料结构有三大功能组元:传感元件、驱动元件和控制器。目前普遍采用的传感元件有电阻应变丝/片、疲劳寿命片、光学纤维、压电元件等;驱动元件主要包括形状记忆合金(SMA, Shape Memory Alloy)、电流变体(ER, Electroheological Fluid)、磁流变体(MR, Magnetoheological Fluid)、电致伸缩材料(Electrostrictives Material)、磁致伸缩材料(Magnetostrictives Material)和形状记忆薄膜(SMP, Shape Memory Polymer)等;而作为控制器的主要有微控制器(Micro-controller)(如Intel8051/8096/80C196、Motorola公司的MC68H05等)、高速数字信号处理器(DSP, Digital Signal Processor,如TI公司的TMS320系列)、现场可编程门

阵列^[6](FPGA, Field Programmable Gate Array)和人工神经网络芯片等。但由于目前的研究尚处于初级阶段,人们目前普遍采用个人计算机配合数据采集卡代替以上控制器。这样做主要是为了能够方便编程、方便调试和方便观测有关数据。

1.1.2 减振降噪智能结构

在智能材料结构的研究中,减振降噪智能结构是一个重要的分支。在发表的有关文章中,主动减振降噪占据了很大的篇幅,足见人们的兴趣和热情。

在航空与航天以及很多民用结构中存在许多振动和噪声,如飞机发动机及气动载荷引起飞机座舱的振动响应,空间结构在太阳风等激励下产生持久的振动以及直升机通过旋翼传至机身的振动等,这些振动往往会产生很大危害。如飞机座舱内的振动和噪声不仅使乘员产生不适感、引起疲劳、影响工作效率,而且使精密仪器及武器瞄准系统精度降低、可靠性下降,甚至不能正常工作。另外,振动和噪声还会引起某些构件产生疲劳损伤和破坏。因而,对结构振动与噪声的抑制有着很重要的现实意义。

振动控制中的被动控制方法由于不需外界能源、结构较简单、易于实现、经济性与可靠性好,在许多场合下减振效果令人满意,已广泛地在工程领域中得到应用。

但随着科学技术的发展以及人们对振动环境、对产品与结构振动特性越来越高的要求,振动被动控制的局限性就暴露出来了,难以满足人们要求。被动减振方法的局限性主要表现在^[7]:所需附加质量大、不适合频率变化大的振动抑制、抑制低频振动效果差以及难以适应受控对象内部参数和外界环境的较大变化等。例如,无阻尼动力吸振器对频率不变或变化很小的简谐外扰激起的振动能进行有效的抑制,但它不适用于频率变化较大的简谐外扰情况,另外其吸振质量块的重量代价与增幅限制也妨碍了它的广泛应用;又如,现代飞机上都装有各种精密仪器,它们在发动机和外部气动载荷的作用下会诱发振动,并常引起辐射噪声,严重影响了机载设备性能的发挥和工作的可靠性。不仅如此,过大的噪音还严重影响乘员的工作效率甚至身心健康。人们采用被动方法进行减振,在飞机的一些构件中附加了很多阻尼材料,但仍满足不了要求。

人们在不断的探索中,提出了各种振动的主动控制方法用以克服被动控制的不足。这种控制策略通过外加的振动能量抵消受控对象的振动能量,达到振动

控制的目的。

减振降噪智能结构是振动主动控制的更高形式,它的最大的特点就是:由于作为控制环路中的功能组元集成在结构中,与结构融为一体,它除了具有结构的固有功能外,还具有主动减振降噪功能。智能材料与结构的使用,使减振降噪系统的性能指标得到提高,如频响、控制效果、结构的使用寿命、可靠性等。因而,它是有别于通常所说的主动控制的一个全新的概念。无容致疑,其潜在的优势将为振动主动控制开辟更为广阔的应用前景。

1.1.3 减振降噪智能结构的系统组成

图1-1为典型的减振降噪智能结构系统的组成原理框图

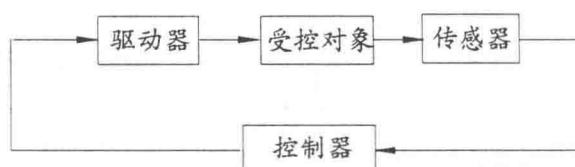


图1-1 减振降噪智能结构原理框图

其中,传感器通常是应变片或压电元件,用来检测振动的加速度、速度或振幅,通过数据采集单元中的A/D转换将模拟量转换为离散的数字量。微控制器根据所测得的信号以一定的控制算法进行数据处理,输出的数字控制信号经D/A转换后变为模拟信号。该信号经功率放大后驱动驱动器产生动作,给结构施加主动阻尼或增加结构模态刚度,从而抑制结构的振动。通常,在振动控制中测量元件和驱动元件都采用压电元件。因为,压电元件有很多优点^[8],它质量轻、容易与结构融合、频响高、经济实用、既可作为传感器又可用作驱动器。但它的主要缺点是驱动变形量小,因此人们提出将各种驱动材料经过一定的复合工艺制作成复合式驱动器的,各取所长,发挥各种材料的优势,克服其缺点。但由于目前工艺水平和技术条件的限制,尚未出现比较理想的智能结构驱动器。这将是人们研究与探索的一个重要的方向。

减振降噪智能结构中对传感器的要求是灵敏度高、精度高、频响宽、相位滞后小、体积小、质量轻、与基体材料有很好的相融性、不影响结构的固有特性等。对驱动器的基本要求是:频响高、变形量大、驱动力大、激励方便、能量转换效率高以及能与结构很好相融合等。对于整个控制系统则要求控制效果

明显、能耗少、能适应不断变化的外界环境和各种干扰以及体积小、便于实现等。

§ 1.2 直升机智能旋翼振动主动控制

1.2.1 直升机的振动^[9-11]

与固定翼飞机不同,直升机存在旋翼和尾桨两个重要振源,因而有其特殊性,对直升机的振动控制也有与一般振动控制不同的地方。

直升机的振源包括外部环境引起的激振力和内部环境引起的激振力。来自内部环境的激振力主要有旋转部件质量、气动和机械不平衡引起的激振力、旋转尾流作用于其它部件引起的激振力和发动机的激振力等。而外部激振力主要有旋翼及尾桨交变气动环境引起的激振力、滑行时地面作用的激振力及武器发射时的激振力等。

在以上所述激振力中,旋翼激振力是直升机非常重要的振源。直升机旋翼桨叶在交变气动载荷的作用下将引起弹性振动,而桨叶的弹性振动又反过来改变桨叶截面的气动力环境,引起气动力的改变。因此直升机旋翼桨叶实际上工作在极其复杂的气动环境中,其振动的复杂性是显而易见的。

当直升机具有水平速度如前飞、倒飞和侧飞或者在悬停时受到水平风的作用时,旋翼桨叶在交变的气动环境下工作。如旋翼转速为 Ω ,则在桨叶上将产生基频为每转 Ω 的持续的气动激振力。其中包含有各阶的谐波成分: 1Ω 、 2Ω 、 3Ω 等。

旋翼桨叶在这些激振力的作用下将产生挥舞振动、摆振振动(对铰接式旋翼桨叶)和扭振。各片桨叶的气动激振力及质量力在桨毂上合成起来形成桨毂力,其频率为旋翼的叶片数 N 乘以转速的整数倍,即 $1N\Omega$ 、 $2N\Omega$ 、 $3N\Omega$ 等,这个激力是机体最主要的振源。在这些激振力中, $N\Omega$ 为激振力的最主要的频率成分。若置于旋转坐标系考虑,则存在 $(N-1)\Omega$ 、 $N\Omega$ 、 $(N+1)\Omega$ 阶扰力频率。对直升机进行振动控制主要应针对这些主要扰力频率。

1.2.2 直升机振动控制的基本途径

振动主动控制中有两大类问题:结构的动力响应控制和动稳定性控制。前者

通过控制在特定外扰作用下受控对象的响应,实现预定的控制目标。这类控制又可分为直接法和间接法两种,它们分别以受控对象的响应和控制受控对象的模态参数为目标来设计控制律;后者是控制受控对象各阶模态的稳定程度的一种控制方法,其目的是使不稳定的模态变得稳定,使稳定的模态稳定裕度更高。

在航空领域,真正较为复杂的主动控制系统始于本世纪六十年代,从那时起,已成功地进行过“飞机突风减缓”、“载荷减轻与模态镇定”、“颤振主动抑制”、直升机“地面共振”和“空中共振”等振动控制试验,有的已成功获得应用^[12-13]。

对于直升机来说,其振动主要是从旋翼经由桨毂、旋翼轴、主减速器等传递到机体的,因而可以在振动传播的这些途径中进行振动的抑制。归纳起来主要有以下几种方法:

①旋翼系统减振,包括高次谐波控制(HHC, High Harmonic Control)、单桨叶控制(IBC, Individual Blade Control)和主动后缘附翼控制(ACF, Active Control of Trailing Edge Flap);

②振动衰减,主要有安装在桨叶上的调谐配重(Blade Mounted Tuning Masses)和可调谐推杆(Tuned Pushrod);

③振动吸收,主要有摆振吸收器和威斯特兰吸振器;

④振动隔离,主要有DAVI、ARIS、AVR;

⑤座舱抑振,主要有动力吸振(Dynamic Absorber)、主动座舱振动抑振(Active Cabin Suppressor)。

1.2.3 直升机智能旋翼及振动主动控制

智能旋翼是智能材料结构最早的一个研究领域,它指的是在旋翼结构中埋入分布式智能材料传感器和驱动器,主要针对旋翼系统产生的振动与噪声进行自适应控制。它没有桨距连杆和自动倾斜器等复杂机构,而是直接驱动桨叶产生变形,完成所要求的动作。

近二十年来,常规直升机在旋翼的翼形、旋翼材料、弹性轴承、无铰链和无轴承旋翼等方面已取得了很大的进展,然而通过自动倾斜器和桨距连杆对桨叶进行控制的方式却变化不大^[14]。直升机特别是其桨叶中复合材料的大量使用及自适应结构的兴起,使人们开始利用压电陶瓷、形状记忆合金等功能材料对旋翼的控制开展探索,由此提出了智能旋翼这一概念。

之所以要研究智能旋翼,是由于与常规旋翼系统相比它具有很多颇具竞争力的优点:①由于智能旋翼的控制是在桨叶上直接驱动,这样,旋翼系统的重量和阻力大大减小,保证了直升机的可靠性和生存能力;②对桨叶的驱动一般采用响应快的压电陶瓷等智能材料,其频响高,有利于实现对直升机振动的高次谐波控制(HHC, Higher Harmonic Control)和单桨叶控制(IBC, Individual Blade Control)。在自动倾斜器系统中HHC所能控制的频率限于桨叶整数倍,直升机高速前进时所需的控制能量大,且控制系统质量大,而基于驱动器技术的HHC系统可以避免上述缺点,同时,系统的可控性和灵活性得到改善;③驱动器和传感器能够制做成各种形状和大小,驱动器经过适当的组合,在不同的控制方式下,能以一种结构形式实现桨叶的多种变形。另外,驱动器和传感器能简便地分布在桨叶的不同位置上,使翼型的弯度和桨叶的扭转可以作为飞行状态的函数进行控制,有利于提高桨叶的空气动力性能,控制桨叶、涡流之间的相互作用,减少触发能量。下图即为智能旋翼与普通旋翼的一个比较,图1-2a表示一个常规的旋翼系统,图1-2b则是智能旋翼的基本形式。

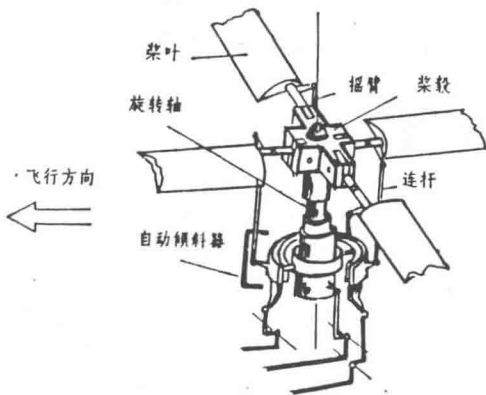


图 1-2a 常规旋翼系统

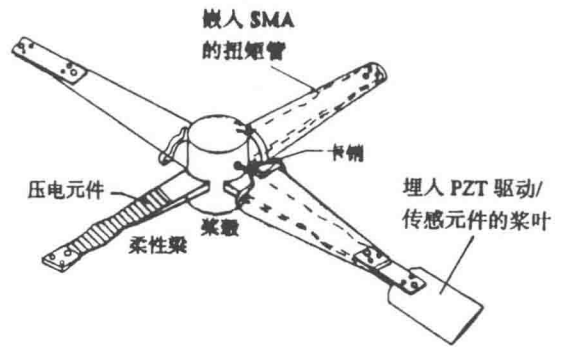


图 1-2b 智能旋翼系统

相对来讲,用于智能旋翼的传感技术较为成熟,而驱动器的设计则是一个相当棘手的问题。对于智能旋翼来说,重要的是驱动器和桨叶结构的一体化,它要求叠层结构不发生脱层,叠层之间有足够的剪切强度,驱动器必须安置在桨叶的几何尺寸之内。为避免大的离心载荷及桨叶特性(如频率、模态等)的偏移,必须严格控制附加重量。工作环境也是应该考虑的因素,这点对军用直升机尤为重要。以美国AH-64为例,在其桨叶3/4半径处驱动器将承受512g的离心加速度,桨

叶振动达70g, 前缘外罩振动达20g, 工作温度在 $-50^{\circ}\text{C} \sim +70^{\circ}\text{C}$ 。此外, 还要面对下雨、腐蚀、沙尘、结冰和雷击等问题。

1.2.4 智能旋翼的国内外研究现状^[15-40]

智能旋翼的研究源于人们对直升机性能要求的不断提高, 随着复合材料在直升机中应用面的不断拓宽, 该研究领域也日益得到重视。

对智能旋翼的研究始于1984年。当时, 有不少直升机旋翼的桨叶采用先进的复合材料制造, 美国陆军科研署(ARO)根据这一技术状况, 为了减小桨叶的振动与噪声, 提高旋翼系统的气动性能, 提出了研究自适应旋翼(即智能旋翼)的要求。更有意义的是, 自适应旋翼概念的提出同时也引出了一个更大更广阔的研究课题: 智能材料结构。此后, 在美国国防部FY92-FY96规划的支持下, 美国陆军科研署(ARO)、海军科研署(NRO)和空军科研署(AFRO)分别对智能材料结构的研究给予了大力资助, 美国国防部高级项目局(DARPA)和国家科学基金会(NSF)等也支持了该项技术的基础研究。其中, ARO重点研究自适应(智能)旋翼, 包括降低旋翼的振动和噪声水平, 提高空气动力稳定性以及加强旋翼机的飞行控制和损伤检测能力。在对智能材料与结构的研究中, 智能旋翼的研究始终是一个重点, 被认为是极有可能最先走向实用的一个研究课题, 并得到长足的发展。美国在智能旋翼的研究方面一直处于世界的最前沿。

麻省理工大学的Spangler和Hall采用压电陶瓷驱动主动后缘附翼进行了智能旋翼的研究。美国加州大学的Friedmann和Millott等也对采用ACF抑振进行了大量研究。其研究工作可分为两个阶段: 初级阶段是为了验证ACF进行直升机抑振的可行性, 采用的模型是简单的铰偏置弹簧连接刚性桨叶模型; 第二阶段进行的试验是为了验证ACF的实用性, 采用的是完全弹性桨叶模型。试验发现, 采用ACF抑振后作用在桨毂上的剪力和弯矩减少90%。对柔软的弹性桨叶模型的抑振, 使桨毂上的 $N\Omega$ 剪力和弯矩减少91%~96%。

MARYLAND大学的Inderjit Chopra等人用1/8的相似模型进行了智能旋翼桨叶单桨叶扭转控制的风洞试验。马里兰大学研究的采用压电元件控制的智能旋翼模型, 可使桨叶扭转变形达2度, 桨尖挥舞变形约5mm, 噪声降低50%。这一成就是相当令人鼓舞的。

奥本大学也正在开发一种能主动控制的直升机智能旋翼, 通过在桨根上下

表面安装压电材料改变桨距,代替全铰链桨毂上的复杂结构以及无轴承旋翼系统上的变距联动机构和自动倾斜器。试验表明:模型机动性比全铰链式桨毂提高了15-30%,功率消耗降低了15%,重量比原飞行控制系统轻20-40%,而且旋翼雷达反射面积显著减小,隐身性能提高。

除研究机构外,美国一些著名的直升机公司也正在组织人力物力开展智能旋翼和减振降噪技术的研究。

麦道直升机公司的Straub对在全尺寸直升机上应用智能材料实现桨叶锥体控制和振动主动控制的可行性进行了深入的研究。

据法国《航空与航天》周刊1998年3月27日报道,波音公司从1994年5月以来,在DARPA资助下,首先研究智能材料在直升机上的应用,投资370亿美元进行验证机试飞。目前,该计划正在加速进行,准备在1999年进行风洞试验,并在不久后进行试飞。其驱动方式主要有两种:一是旋翼的主动扭转,一是主动控制面的应用。前者在旋翼中铺设智能纤维,通过电激励可是桨叶产生扭转。后者在旋翼上装有能控制桨叶后缘附翼和补偿片的驱动器,通过改变附翼的角度可减少桨叶的振动。两种方法的原理都是利用气动力来增加或减少局部升力。据波音估计,采用智能材料的直升机可以减少桨叶端部涡流交互作用引起的噪声达5-10db,而机身的振动至少可减少50%。

另据报道,美国陆军于1998年3月下旬着手开发直升机主动控制技术(HACT),研制直升机先进旋翼系统,目的是提高直升机操纵品质,并提高任务有效性。贝尔、波音和西科斯基都已分别完成大量有关研究。其中波音公司为旋翼控制提供智能材料结构,通过改变智能材料上的电压控制桨叶的扭转。美国陆军的此项研究计划将为RAH-66及未来的联合运输旋翼机提供技术。

美国西科斯基直升飞机公司和鲁森特公司则与ARPA签订了1300万美元的合同,研究用智能材料结构技术降低旋翼桨叶的噪声。

在欧洲,英、德、法等国的国防及航空研究院都在积极从事这项研究。

德国航空航天公司(DASA)和德国宇航院(DLR)对智能材料结构开展了合作研究。DLR多年来一直致力于直升智能旋翼的研究,并取得多项研究成果。

国外对智能旋翼的研究正如火如荼,在国内,对该技术的研究也逐渐受到重视。南京航空航天大学在智能旋翼的驱动器技术、主动控制方法、控制系统数字仿真等方面取得了一些可喜的成果。