

全尺寸旋翼智能变距拉杆设计及验证技术

陈家东, 莫胜波, 魏婧玲, 曹至明, 周 诚, 于宗宝

(兰州飞行控制有限责任公司, 兰州 730070)

摘要: 为降低直升机旋翼不平衡引起的振动, 近几年出现了一种直升机旋翼实时调整 (in-flight tuning, IFT) 系统, 通过主动式动态调整变距拉杆长度恢复旋翼系统动平衡状态, 以达到减振目的; 智能变距拉杆 (smart pitch rod, SPR) 是 IFT 系统的执行机构和重要的组成部件, 其特点是精度高, 载荷大; 针对国内首次研究和试制的智能变距拉杆, 提出了一种可行的设计方案, 经加载台测试验证结果表明其最大推力达到了 25 000 N, 控制精度达到了 0.01 mm 以上; 在某 10 吨级直升机旋翼塔上进行的旋翼平衡实时调整试验结果显示, 1/rev 旋翼振动减少了 80% 以上。

关键词: 旋翼实时调整; 锥体与动平衡; 智能变距拉杆; 旋翼平衡调整; PID 控制器

Design and Verification of helicopter Rotor with Full-sized Smart Pitch Rod Technology

CHENG Jiadong, MO Shengbo, WEI Jingling, CAO Zhiming, ZHOU Cheng, YU Zongbao
(Lanzhou Flight Control Company Ltd., Lanzhou 730070, China)

Abstract: In order to reduce the vibration caused by the unbalance of helicopter rotor, an in-flight-tuning (IFT) system has been developed in recent years, the length of the pitch link is dynamically adjusted to restore the dynamic balance state of rotor system, which achieves the purpose of shock reduction. Smart pitch rod (SPR) is the actuator and important component of IFT system. SPR has the characteristics of high precision and large load. Aimed at the SPR for domestic research and trial production, a feasible design project is proposed, and the results of the loading platform show that the maximum thrust is 25 000 N, and the control accuracy of 0.01 mm. A real-time rotor balance adjustment test is carried out on a helicopter rotor tower with the load of 10 tons, the results show that the vibration of rotor can be reduced by above 80% under the condition of 1 rev/s.

Keywords: in-flight tuning; track and dynamic balance; smart pitch rod; rotor track and balance; PID controller

0 引言

直升机是利用旋转机翼提供升力、推进力和操纵的飞行器^[1]。由于旋翼的作用, 使得直升机具有良好的悬停和垂直起降功能。也正是因为有了旋翼, 不可避免得给直升机带来了振动及噪声等负面问题, 这些问题会造成人员不舒适, 仪器仪表工作环境恶劣等问题^[2-3]。

假定旋翼桨叶是理想对称的, 由 N 片桨叶构成的旋翼系统的旋转频率是:

$$\omega = mN\Omega, m = 1, 2, 3, \dots$$

合成在桨毂力及力矩包含了 $N\Omega$ 的整数倍的谐波成分, 这个激振力也就是直升机的主要振源^[4]。

为了降低直升机的振动水平, 应用的技术可以分为两类: 1) 被动控制; 2) 主动控制。由于飞行状态、旋翼频率、结构动态响应等原因, 被动控制技术的效率不高。随着计算机技术及伺服技术的发展, 主动控制技术逐渐发展起来, 解决被动控制中不能很好解决的问题。主动控制的

很多方法都可以显著改善直升机的振动水平, 而最重要的优势是可以适应不同的飞行速度状态, 不同的旋翼状态和结构动态响应状态。

这些振动主动控制技术主要有高阶谐波控制 (HHC)、单片桨叶控制 (IBC)、主动后缘襟翼控制 (AFC)、旋翼主动扭转控制 (ATR)、主动式动力吸振器 (ADA) 和结构响应主动控制 (ACSR) 等^[5]。

近几年出现了一种直升机旋翼实时调整 (in-flight tuning, IFT) 系统, 通过采取主动式动态调整智能变距拉杆 (smart pitch rod, SPR) 长度恢复旋翼系统动平衡状态的手段, 以达到减振的目的, 取得了不错的减振效果。国外已经实现智能变距拉杆的关键技术突破和产品研制, 开展了直升机旋翼平衡实时监测与调整技术研究、集成及实现。其中, 由德国 ZF 公司研制的智能变距拉杆, 采用了机电一体化设计, 其极限载荷达到了 25 kN, 控制精度 0.01 mm。IFT 系统成功应用在 CH-53G 超大型直升机上^[6-11], 在提高

收稿日期: 2022-06-07; 修回日期: 2022-06-27。

基金项目: 工信部民用飞机专项科研项目 (MJ-2017-F-19)。

作者简介: 陈家东 (1987-), 男, 陕西安康人, 硕士, 高级工程师, 主要从事伺服控制方向的研究。

通讯作者: 莫胜波 (1987-), 男, 湖北鹤峰人, 硕士, 高级工程师, 主要从事飞控系统 & 伺服系统与控制方向的研究。

引用格式: 陈家东, 莫胜波, 魏婧玲, 等. 全尺寸旋翼智能变距拉杆设计及验证技术 [J]. 计算机测量与控制, 2023, 31(1): 187-193.

飞行安全,降低全机振动水平,延长旋翼使用寿命以及降低维护成本等体现出了良好效果。根据预计,IFT 系统的研究成果应用于单架直升机每年能降低发动机地面开车损耗 18 小时以上,节省燃油费 20 万元。另外,使用效率提升带来的间接效益更是无法估计。

国内直升机旋翼平衡测量与调整技术领域的研究主要集中在理论上^[12],目前还未开展任何关于 IFT 系统方面的技术研究,需要突破一些关键技术,其中就包括高精度、大负载、小体积的智能变距拉杆的设计与验证。本文基于 10 吨级直升机平台的旋翼 IFT 系统,设计了用于旋翼不平衡实时调整的全尺寸智能变距拉杆,通过地面加载平台和旋翼塔试验验证了变距拉杆的伺服性能和调整旋翼不平衡的有效性。

1 全尺寸智能变距拉杆设计

1.1 IFT 系统工作原理

直升机旋翼实时调整系统,是一种独立微调直升机桨叶迎角,通过空气动力使旋翼锥体达到平衡状态的振动主动控制系统,可以从根本上减弱直升机旋翼不平衡带来的振动影响。

基于旋翼智能变距拉杆(SPR)的直升机旋翼实时调整(IFT)控制技术其组成图如图 1 所示。

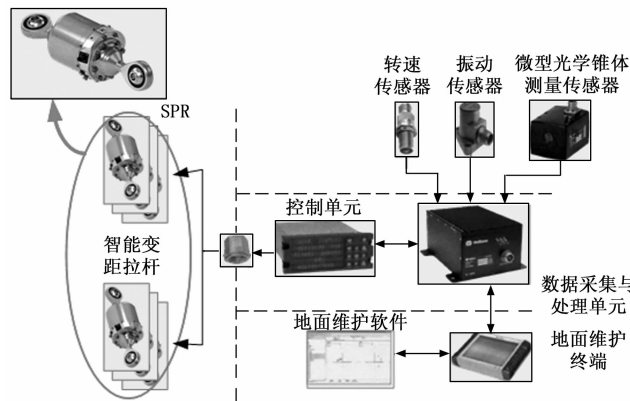


图 1 IFT 系统组成

其中,智能变距拉杆是 IFT 系统的重要组成部分。除此之外,IFT 系统还包含了旋翼平衡感知单元、集流环、控制单元、人机交互装置,地面维护终端等部分。智能变距拉杆取代了传统机械式变距拉杆,其调整旋翼平衡的原理是,IFT 系统通过对基于光学跟踪的旋翼锥体实时监测,在控制单元内进行实时调整系统控制律计算,最终通过智能变距拉杆调整桨叶桨距,通过空气动力作用使桨叶达到预期的平衡状态。

1.2 智能变距拉杆的工作原理和技术指标

智能变距拉杆取代了原旋翼系统的机械式拉杆,其特点是可以用电控的方式精确调整拉杆长度,而且调整过程是在直升机飞行阶段自动在线进行的,可以弥补机械式拉杆必须在地面离线调整的不足,降低旋翼平衡调整的维护成本。

智能变距拉杆的控制系统是一种具有自主闭环控制功

能的设备单元,可以提供位置测量和控制、健康监控、通讯等功能。

本文介绍的全尺寸智能变距拉杆是一种用于某 10 吨级中大型直升机平台 IFT 系统的高精度直线伺服装置,采用机电一体化结构,28 V 直流电源驱动,采用 RS 485 通讯,单工模式。全尺寸变距拉杆的直线伺服指令来自于 IFT 控制计算机,智能变距拉杆按照指令进行直线位置伺服,并将执行结果和状态监测结果反馈给 IFT 系统。

使用过程中,变距拉杆随旋翼系统一同运动,处于高速旋转的环境,所以施加在变距拉杆上的载荷一方面来自于自身质量和旋转角速度、角加速度带来的惯性力,另一方面来自于带动桨叶周期变距运动而产生的轴向载荷。全尺寸变距拉杆的特点是载荷体积比大,控制精度高。直线伺服精度达到了 0.01 mm 以上,最大载荷达到了 25 000 N,且主体结构部分体积不大于 $\Phi 140 \times 444$ mm。

智能变距拉杆的主要技术指标如下:

表 1 主要技术指标

行程/mm	伺服精度/mm	最大速度/(mm/s)	最大载荷/N
1.32	0.01	0.13	25 000

1.3 智能变距拉杆的结构及原理

1.3.1 结构及组成

全尺寸智能变距拉杆采用了反馈闭环控制,主要由控制器、电机、传动系统、传感器、通讯接口、壳体组件等组成,如图 2 所示。

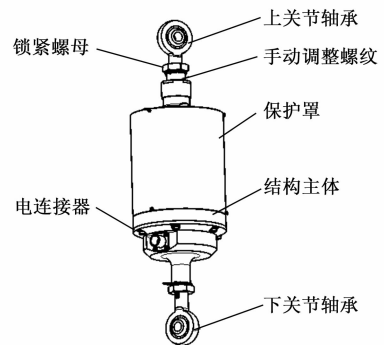


图 2 变距拉杆结构示意图

上下关节轴承连接桨叶和自动倾斜器,具有一定的初始安装角。通过电缆连接样机插座和集流环,实现 28 V DC 供能和 RS 485 总线信号传输。手动调整螺纹和锁紧螺母配合实现地面维护状态下变距拉杆的手动行程调整。保护罩不承受轴向拉压载荷,主要作用是保护内部印制电路板及其他组件。变距拉杆的轴向拉压力主要由结构主体承载。

变距拉杆可实现自主位置闭环控制,内部集成了电源处理功能、控制功能和总线收发功能。

1.3.2 主要功能及实现方法

变距拉杆作为自动倾斜器动环与桨叶的连接件,首先具备操纵传递功能,将自动倾斜器的操纵位移传递到桨叶

桨距上, 达到桨叶周期变距的目的。智能变距拉杆通过两端的关节轴承与自动倾斜器动环和桨叶固定。

手动调整功能通过变距拉杆两端轴和轴套的螺纹配合实现, 通过旋转变距拉杆本体实现长度调整, 最大螺纹长度超过 15 mm, 在手动调整结束后可通过两端的双耳止动垫片锁止。手动调整模式需维护人员在地面调整智能变距拉杆长度, 其最大调整范围为 ± 7.5 mm。

智能变距拉杆在通电情况下, 从 RS 485 总线接收来自 IFT 控制计算机的控制指令, 驱动无刷直流电机, 带动输出轴运动到指定的位置, 并通过 RS 485 总线上报输出轴位置及状态监控信息。此模式下最大调整范围为 1.32 mm, 精度 0.01 mm, 最大速度 0.13 mm/s。

每个智能变距拉杆通过 2 路 RS 485 总线与 IFT 控制计算机通讯。通讯信息包括来自 IFT 控制计算机的控制指令, 智能变距拉杆反馈的位置信息和工作状态等。为了防止变距拉杆上电后自动执行总线指令, 在通讯协议中增加了“使能”位, 在“使能”状态有效时, 变距拉杆的功率驱动模块才会控制电机运转。

变距拉杆还具有自监控功能, 自监控功能分为两种模式, 一种为上电自检, 在智能变距拉杆通电后, CPU 自动进行上电自检, 并通过 RS 485 总线向 IFT 控制计算机上报上电自检检测结果。另一种为飞行中自检, 主要通过通过对指令和位置反馈的结果进行模型监控, 并通过 RS 485 总线向 IFT 控制计算机上报飞行中自检检测结果。

变距拉杆具有位置锁定/解锁功能。锁定方法: 通过安装在电机轴一端的制动器保证断电情况下电机轴锁止, 锁止力大于最大拉压力下的电机轴所受转矩, 以确保变距拉杆不会因为旋翼产生的拉压力而发生输出轴位置漂移。解锁方法: 通电后, 在识别到变距拉杆工作状态正常的情况下, 制动器释放, 电机轴可自由转动。

安全性方面, 变距拉杆的控制速度极慢 (小于 0.13 mm/s), 不会与桨叶周期变距控制频率重合, 不影响旋翼的正常操纵。变距拉杆的电控行程权限 (1.32 mm) 也很小, 且同时使用软件限幅和机械限位的方法严格控制其最大行程, 所以即便在极端的情况下, 也不会因变距拉杆控制功能失效而影响旋翼系统的安全。

1.4 结构设计

变距拉杆以直流无刷电机为动力源, 经行星齿轮、直齿减速齿轮减速后, 通过行星滚柱丝杠副将旋转运动转化为拉杆输出轴的直线往复运动, 机械限位组件保证拉杆行程控制, 制动器保证拉杆的自锁能力; 通过拉杆两端的杆端轴承实现手动调节功能; 通过拉杆输出轴处的角度编码器实现输出轴位置的实时探测与产品的闭环控制。其工作原理简图如图 4 所示。

变距拉杆使用行星滚柱丝杠副作为旋转运动转化为直线运动的机械装置, 行星滚柱丝杠副效率高、摩擦小、寿命长^[13-14], 改善了低速时摩擦力的非线性影响, 有利于实现高精度伺服控制。行星滚柱丝杠的载荷传递元件是螺纹

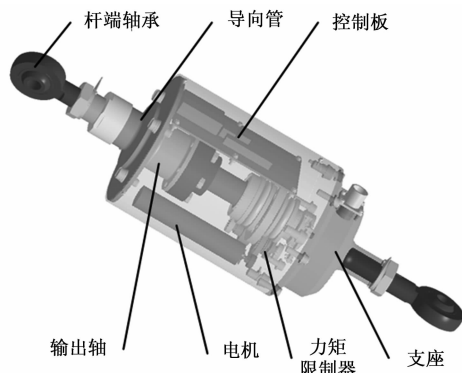


图 3 智能变距拉杆原理图

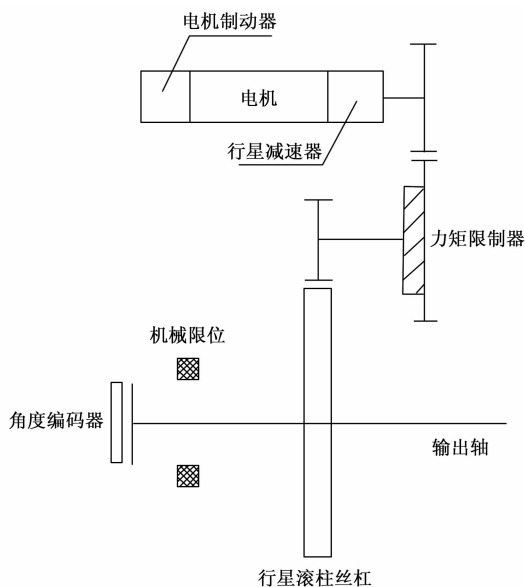


图 4 智能变距拉杆原理框图

滚柱, 这样可以大幅增加丝杠受力的接触面, 从而承载力比普通滚珠丝杠成倍提高, 特别适合高精度、高承载力的场合, 非常适合航空的传动机构。变距拉杆采用了循环式的行星滚柱丝杠, 与普通行星滚柱丝杠比, 滚柱结构是“沟槽”状, 并沿轴线排列, 这种结构可以提供更高的位置精度, 而且啮合点更多, 承载力更强。

直尺传动采用渐开线直齿轮, 该齿轮传动效率高, 运动平稳、灵活。齿轮材料选用了不锈钢 40Cr13, 齿形表面采用硫氮共渗工艺, 提高使用寿命、降低传动磨损和噪声。

电机端传动采用了 4 级行星减速器, 具有体积小, 重量轻, 传动速比大等优势, 而且减速器与电机集成化的设计优化了空间布局, 有效减小了传动系统的重量。

1.5 控制系统设计

智能变距拉杆的控制系统硬件包括了主控制器、驱动控制器、通讯接口模块、电源模块、位置传感器、电机速度传感器等组成。

1.5.1 控制电路

智能变距拉杆的控制电路以 TMS320F28335 作为主控芯片, 该芯片为浮点 DSP 控制器, 具有精度高、成本低、

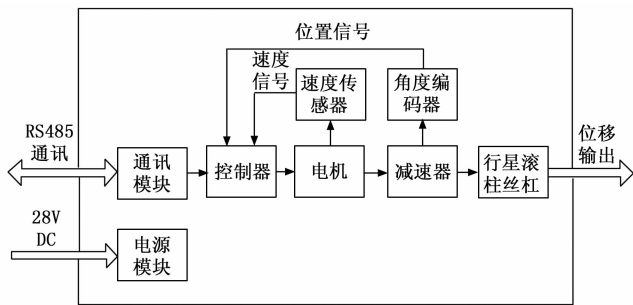


图 5 控制系统结构

功耗小、性能高、外设集成度高、数据及程序存储量大、AD 转换更精准、快速的优点，可支持 150 MHz 的高速处理能力，具备 32 位浮点处理单元，可快速编写控制算法而无需在处理小数操作上耗费过多的时间和精力。具有 3 路 SCI 串行总线接口，可满足与上位机的通讯及在线软件升级的要求。

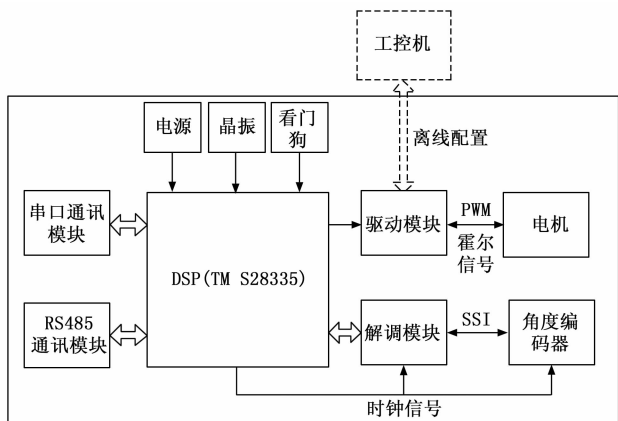


图 6 硬件电路结构

RS232 串口通讯模块用于维护状态下加载程序，RS 485 通讯模块负责与 IFT 控制计算机进行通讯。

变距拉杆的位置传感器选用 SSI 数字接口的磁感应高精度绝对式角度编码器，通过丝杆—螺母之间的传动关系间接测量输出轴的位置。这种磁感应角度编码器由定子和转子两部分组成，通过定子和转子的磁场变化感知角度变化量。定子部分集成了信号处理电路，按照时钟频率调制角度位置信号。SSI 通讯是以 RS-422 总线硬件为基础的特殊总线格式，其时序如图 7 所示。 T 为时钟周期， T_{rc} 为数据周期，数据结构中， D_{23} 为有效位， D_{22} 为零位默认位，编码器有两种零位状态，一种是出厂零位，其零位是固定的；另一种是人工零位，可以根据用户使用需要设定特定位置为零位。 $D_{21} \sim D_0$ 为数据位， D_0 为 LSB。

针对 SSI 格式数据，设计了一种基于 GPIO 接口的解调电路，具有简单、体积小、成本低的特点。其原理是利用 DSP 的 GPIO 接口模拟 SSI 所需的时钟信号，并通过电平转换芯片和 MAX485 芯片作为角度编码器和 DSP 间的转换电路。

驱动模块负责电机功率驱动和霍尔控制换向，并通过霍尔信号解算电机的速度大小，完成速度和电流环的闭环

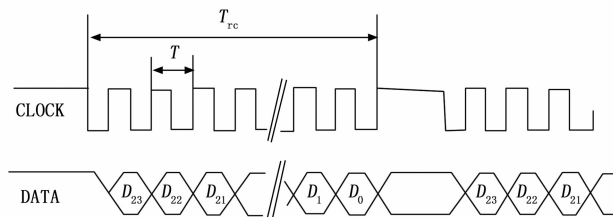


图 7 SSI 数据时序

控制。速度和电流环的 PI 控制参数可以通过工控机离线配置，以达到最佳的控制效果。除此以外，还可以配置电机起动速度、变速和延迟、最大电流等参数，以保护电机、软化起动过程。

1.5.2 控制方法

变距拉杆的位置伺服控制采用经典的 PID 控制方法^[15-17]，并采用位置—速度—电流三环串级控制方案，解决低速高精度中速度波动变大、平稳性降低、控制精度变差、小信号轨迹难以跟踪的问题^[18-19]。

位置环为系统的外环，由于对位置伺服的快速性要求不高，但精度要求很高，采用了 PID 控制器，确保位置跟随无静差，且为了保证动态过程无超调，P 环节采用了分段控制参数。速度环使用 PI 控制器，并通过限制最大占空比对最大速度进行限幅。电流环也采用 PI 控制器，同时限制最大持续电流保护电机不过载。

伺服系统的动力学方程可以写成：

$$T_{em} - T_L - T_f = J_{\Sigma} \frac{d\omega}{dt} \quad (1)$$

其中： T_{em} 是电机的电磁转矩， J_{Σ} 是系统的总转动惯量， T_L 是负载转矩， T_f 是摩擦转矩。

直流伺服电机的电枢回路方程可以写成：

$$U = C_e \Phi \omega + L_a \frac{di_a}{dt} + R_a i_a \quad (2)$$

其中： $K_e = C_e \Phi$ 是反电势常数， U 是外加电压， R_a 是电枢内阻， L_a 是电感， i_a 是电枢电流， ω 是电机转速。

由此可以得到控制系统的框图如图 8 所示。

1.6 软件设计

1.6.1 软件总体结构

变距拉杆软件由 BIT 模块、通讯模块、控制模块、系统管理模块和模型监控模块组成。BIT 模块完成对变距拉杆的自检。控制软件实现对其他控制功能的实时计算和管理。软件主要完成通讯、位置信号采集处理、闭环控制运算和监控、控制信号输出、软件维护加载等功能。

1.6.2 BIT 模块

BIT 模块分为上电 BIT (PUBIT) 和周期任务飞行中 BIT (IFBIT) 两部分，PUBIT 是变距拉杆电源接通后对自身资源的检测，结果计入 NVRAM 中，PUBIT 按预先安排的检测顺序自动的执行各检测项目。IFBIT 是系统在运行周期内完成的自检，即实时进行的在线自监控。

1.6.3 通讯模块

IFT 控制器与变距拉杆通过 RS 485 进行通讯，单工模

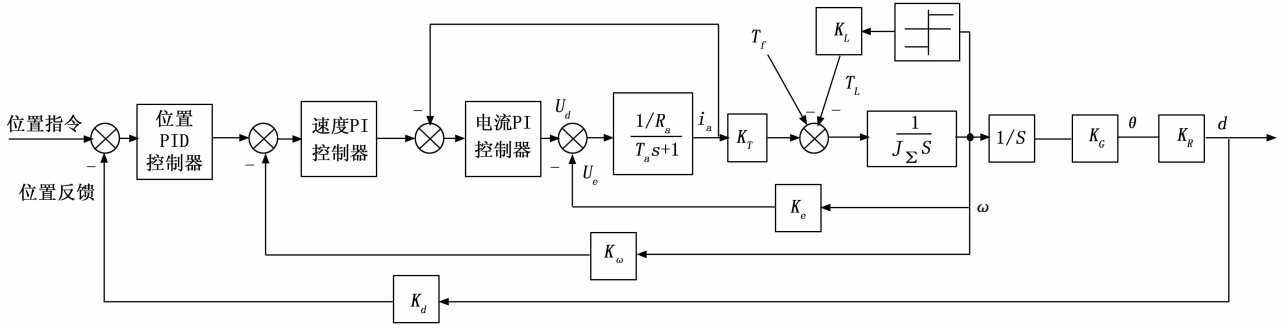


图 8 系统的控制框图

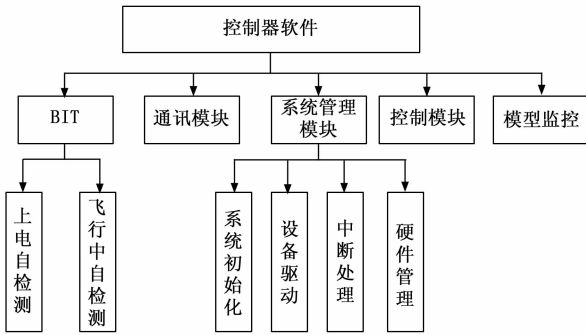


图 9 软件结构

式, 波特率 115 200 bps。共有两路 RS 485 总线, 一路 RS 485 总线用于接收来自 IFT 控制计算机的控制和使能信号, 另一条 RS 485 总线通讯用于向 IFT 控制计算机发送实时和状态信息, 这些信息包含了位置传感器的位置信息、变距拉杆的故障状态和控制板温度, 用于 IFT 系统的综合健康诊断。

1.6.4 系统管理模块

系统管理模块包括系统初始化、设备驱动、中断处理、硬件管理 4 个功能模块, 完成变距拉杆软件的初始化, 为变距拉杆正常工作建立必要的环境。设备驱动包括串行通讯驱动程序、离散量驱动程序、模拟量驱动程序以及看门狗驱动程序, 完成系统外部设备和内部资源的驱动。硬件管理包括系统的硬件资源管理 (片上资源管理、外界设备资源管理) 和故障信号管理。

1.6.5 控制模块

控制模块完成来自上位机指令的解析预处理, 并运行 1.5.2 节中的控制律, 输出相应的控制信号, 驱动电机运动。

1.6.6 模型监控模块

伺服回路是一个具有动态特性的控制对象, 以伺服回路动态响应模型为参考, 对比模型响应与真实测量结果的差异就是模型监控方法的核心思想。变距拉杆的模型监控原理是将变距拉杆输出的位置反馈信号和上位机控制指令经过伺服回路模型后的输出值进行时域范围的比较, 判断伺服回路是否正常。

2 地面加载测试设备设计

为了能够验证变距拉杆在负载力下的伺服指标是否满足设计要求, 研制了用于变距拉杆加载试验的专用测试加载台, 专

用测试加载台具备拉压力加载和直线测量等功能, 其直线测量精度不低于 0.005 mm, 最大加载力超过了 25 000 N。

根据智能变距拉杆的工作特点, 加载台的设计具备以下功能:

- 1) 加载功能: 静态加载能力不小于 ± 25 kN, 并具备加载力随时间变化可编程功能, 方便项目后期扩展使用;
- 2) 直线测量功能: 线位移测量精度为 ± 0.005 mm;
- 3) 人机交互界面: 具备友好的人机交互界面, 方便试验人员操作及监控测试过程 (能实时显示位移测量结果、加载力、加载台状态等);
- 4) 具备 RS 485 总线通讯功能, 模拟上位机通讯, 具备后期对加载力随时间变化编程功能, 方便后期扩展。

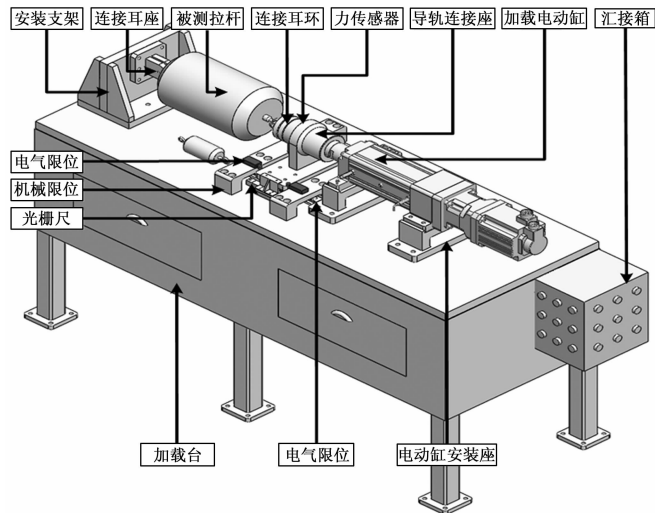


图 10 直线加载台外形图

加载测试平台系统分为软件部分、电气部分和机械部分。软件部分主要包括实时下位机软件和非实时上位机软件, 负责数据的采集和处理、控制算法的运算和执行以及控制量的变换和输出; 电气部分主要包括控制柜、工控机、下位机、电源模块、滤波模块、隔离模块、传感器、驱动器和电机以及各组件之间的线缆, 负责功率放大、能量转换以及信号隔离和滤波。

3 试验结果与分析

3.1 地面加载试验结果

为了验证变距拉杆在负载情况下的伺服性能, 在加载

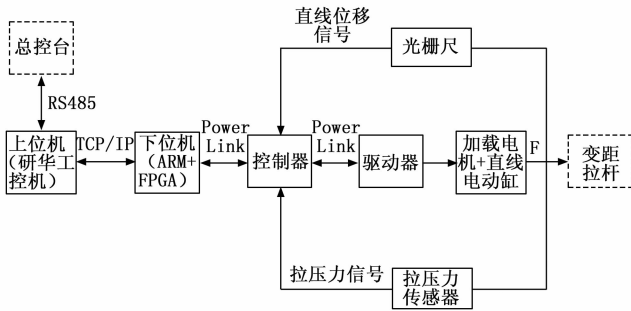


图 11 直线加载测试台原理框图

测试平台上进行了智能变距拉杆的性能测试试验。

加载状态分为逆载和顺载两种情况，在每种加载状态下测量变距拉杆的伺服精度和速度。通过加载测试平台的模拟测试界面人工输入加载指令，经 RS 485 总线输入到变距拉杆的接收端口。

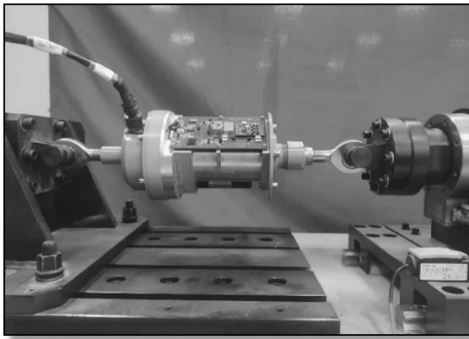


图 12 变距拉杆加载试验

图 13 是 25 000 N 加载力下的直线伺服精度测试结果，测试结果显示，不论在顺载还是逆载情况下变距拉杆的伺服精度都达到了 ± 0.01 mm 以内。试验从 ± 0.6 mm 的行程位置开始加载，待加载力稳定后以 $\Delta = 0.1$ mm 为梯度改变控制信号，加载测试平台光栅测量值与控制指令之差就是直线伺服的误差。可以看出，误差值的绝对值都小于 0.01 mm。

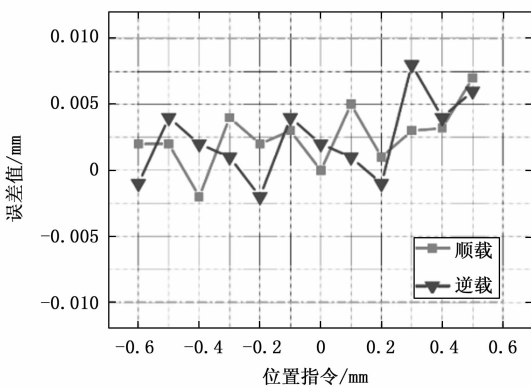


图 13 25 000 N 加载精度测量结果

3.2 桨叶不平衡控制试验结果

为了验证变距拉杆对旋翼平衡调整的效果，在某 10 吨

级旋翼平台上进行了旋翼平衡实时调整的试验。基于变距拉杆和旋翼锥体、振动频域分量之间的线性关系，提出了一种带有约束的旋翼锥体和动平衡的主动调整方法，以 1/rev 旋翼振动为控制目标，桨尖高度互差为约束条件，通过控制算法自动小幅调整智能变距拉杆长度来达到旋翼锥体调整和减振的目的^[20]。其主要目标是降低 1/rev 振动，并将旋翼锥体（每片桨叶桨尖高度互差）控制在允许范围内。

图 14 是变距拉杆安装在旋翼塔的示意图，变距拉杆与自动倾斜器和桨叶相连，控制桨叶桨距，可以通过 IFT 控制计算机微调变距拉杆的长度。振动传感器安装在旋翼平台上，可以测量 x, y, z 3 个方向上的振动量值。试验选取了悬停、前飞两种状态，对比了控制变距拉杆前后旋翼平台的振动量值大小。

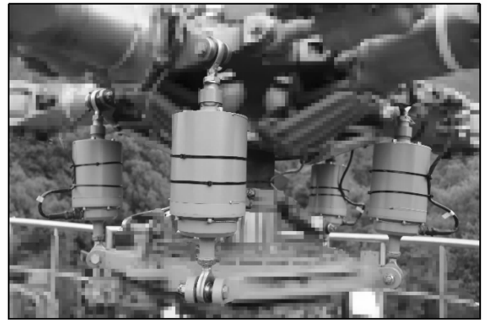


图 14 变距拉杆旋翼塔试验

图 15 的试验结果显示，无论在前飞还是悬停状态，控制后的旋翼振动值在 x, y, z 3 个方向上均能减小 80% 以上的 1/rev 振动幅值，且不同桨叶的桨尖高度互差也控制在约束范围以内。

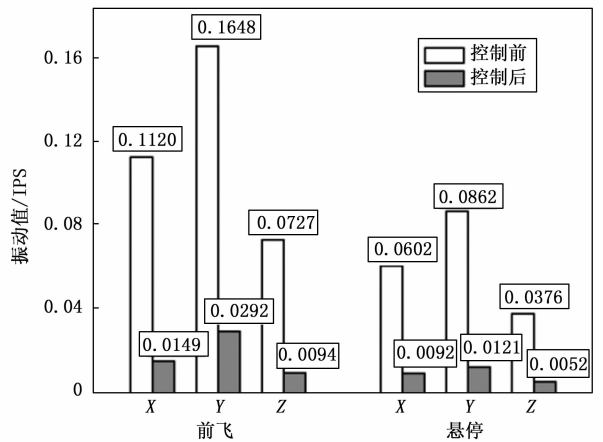


图 15 控制前后的桨毂 1/rev 振动幅值对比

4 结束语

根据 IFT 系统使用要求设计的旋翼智能变距拉杆，通过地面加载试验，验证了在最大 25 000 N 的负载力下的各项性能指标，试验结果显示其伺服精度达到了 0.01 mm。在某 10 吨级直升机旋翼平台上进行的旋翼平衡实时调整试验结果显示，通过特定的控制算法调整变距拉杆的长度可

以降低 80% 以上 1/rev 旋翼振动。

旋翼智能变距拉杆首次在国内试制成功, 并在 IFT 系统上完成了旋翼平衡实时调整试验, 验证了 IFT 系统的有效性和可行性, 提升了技术成熟度, 为解决直升机锥体不平衡问题提供了新的技术手段。变距拉杆的高精度、大推力伺服控制经验可以推广应用到其他控制领域, 为高载荷体积比、高精度控制场景提供了一种新的参考方案。

参考文献:

[1] Johnson W. 直升机理论 [M]. 孙如林译. 北京: 航空工业出版社, 1991.

[2] 张晓谷. 直升机动力学设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.

[3] 邓景辉, 方永红. 直升机旋翼锥体与平衡调整方法研究 [J]. 直升机技术, 2004 (1): 9-13.

[4] JOSE L C B. Robust Harmonic Control for vibration suppression on helicopters [D]. Milan: Politecnico Di Milano, 2015: 9-20.

[5] 徐海. 基于单片桨叶控制的旋翼操纵和减振技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.

[6] RENZI M J. An Assessment of Modern Methods for Rotor Track and Balance [D]. Wright-Patterson Air Force Base. Ohio: Air Force Institute of Technology. 2006.

[7] FUERST D, ARNOLD U T P, GRAHAM D. In-Flight Tuning: Wind Tunnel Test Results and Flight Test Preparation [C] // Virginia Beach: American Helicopter Society 67th International Annual Forum, 2011: 1-12.

[8] ARNOLD U T P, FUERST D, HARTMANN S, et al. Flight Testing of an In-Flight Tuning System on a CH-53G Helicopter [C] // Montréal Canada: American Helicopter Society 70th Annual Forum, 2014: 1-15.

[9] 何余良, 张曙光, 邢渊, 等. 基于 BP 神经网络的预应力组合梁承载力预测 [J]. 公路与汽运, 2019 (5): 95-99.

[10] 刘琳玥. 基于 PCA-BP 神经网络的铁路客运量预测模型研究 [J]. 综合运输, 2016 (8): 43-47.

[11] 陈艳, 俞文强. 基于稀疏自编码器的金融市场指数预测模型 [J]. 数理统计与管理, 2021, 40 (1): 93-104.

[12] 邓焯堃, 万良, 黄娜娜. 基于 DAE-BP 神经网络的股票预测研究 [J]. 计算机工程与应用, 2019, 55 (3): 126-132.

[13] WANG D, LUO H, GRUNDER O, et al. Multi-step ahead electricity price forecasting using a hybrid model based on two-layer decomposition technique and BP neural network optimized by firefly algorithm [J]. Applied Energy, 2017, 190: 390-407.

[14] 于利佳, 田瑾, 吴飞, 等. 基于 BP 神经网络的输电线路电场屏蔽效果预测 [J]. 传感器与微系统, 2022, 41 (2): 108-110, 114.

[15] ZHANG Y, CHEN B, ZHAO Y, et al. Wind speed prediction of IPSO-BP neural network based on lorenz disturbance [J].

[9] ARNOLD U T P. Recent IBC Flight Test Results from the CH-53G Helicopter [C] // Friedrichshafen: 29th European Rotorcraft Forum, 2003: 1-15.

[10] ARNOLD U T P, FUERST D. Closed loop IBC results from CH-53G flight tests [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9 (5): 421-435.

[11] ARNOLD U T P, FUERST D. In-Flight tuning system for the CH-53G helicopter [C] // Munich, Germany: 41st European Rotorcraft Forum, 2015: 1-13.

[12] 王康, 王少萍, 刘红梅. 旋翼多维振动最优调整方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36 (11): 1303-1306, 1334.

[13] 刘更, 马尚君, 佟瑞庭, 等. 行星滚柱丝杠副的新发展及关键技术 [J]. 机械传动, 2012, 36 (5): 103-108.

[14] 高亮. 航天精密传动机构行星滚柱丝杠的设计与研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2012.

[15] 卢志刚, 吴杰, 吴潮. 数字伺服控制系统与设计 [M]. 北京: 北京机械工业出版社, 2007.

[16] 王亮. 基于模糊 PID 算法的电动机低速控制 [J]. 机械制造与自动化, 2011, 40 (6): 164-166.

[17] 孙跃光, 林怀蔚. 数字 PID 控制器参数的整定与仿真研究 [J]. 科技创新导报, 2017 (17): 4-5.

[18] 吴文祥. 多自由度串联机器人关节摩擦分析与低速高精度运动控制 [D]. 杭州: 浙江大学, 2013.

[19] 吴文祥, 朱世强, 王宣银, 等. 基于摩擦模糊建模与补偿的机器人低速控制 [J]. 电机与控制学报, 2013, 17 (8): 70-77.

[20] 王传达, 彭海军, 黄国科, 等. 直升机旋翼锥体与动平衡主动调节技术 [J/OL]. 动力学与控制学报: 1-12. [2022-06-07]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/43.1409.o3.202111217.0858.006.html>

[18] 齐琦, 陈芳芳, 赵辉, 等. 基于优化 BP 神经网络光伏出力短期预测研究 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (4): 70-75.

[19] CHENG J, WANG X, SI T, et al. Maximum burning rate and fixed carbon burnout efficiency of power coal blends predicted with back-propagation neural network models [J]. Fuel, 2016, 172: 170-177.

[20] ZHANG S, WANG B, LI X, et al. Research and application of improved gas concentration prediction model based on grey theory and BP neural network in digital mine [J]. Procedia Cirp, 2016, 56: 471-475.

[21] YANG Y, ZHENG X, SUN Z. Coal resource security assessment in China: A study using entropy-weight-based TOPSIS and BP neural network [J]. Sustainability, 2020, 12 (6): 2294.

[22] YUAN X, OU C, WANG Y, et al. A novel semi-supervised pre-training strategy for deep networks and its application for quality variable prediction in industrial processes [J]. Chemical Engineering Science, 2020, 217: 115509.