基于 FPGA+DSP 架构的直升机振动监视系统设计开发

范 平

(中国航空工业集团公司中国飞行试验研究院,陕西 西安 710089)

摘 要:直升机发动机和传动系统是直升机的关键部件,其工作的可靠性直接关系到直升机的飞行安全。因此,对 直升机动力装置和传动系统进行振动实时监视是保障直升机飞行安全的重要手段。本文采用 FPGA+DSP 架构理 念,设计开发了直升机振动实时监视系统。通过装机试验,采集直升机关键部位振动结果,其与事后数据分析结果 相吻合,解决了在飞行中高采样率振动数据实时监视的难题,有力地保障了直升机飞行安全。本研究结果为后续型 号飞行高频数据的实时采集、处理及安全监控提供了技术支撑。

关键词:直升机;涡轴发动机;传动系统;振动;实时监视

中图分类号:V217⁺.39 文献标志码:A

doi:10.3969/j.issn.1674-3407.2024.02.029

Design and Development of Helicopter Vibration Monitoring System Based on FPGA+DSP Architecture

FAN Ping

(Chinese Flight Test Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, Shaanxi, China)

Abstract: The engine and the transmission system are the key components of helicopter, and their reliability is directly related to the flight safety of helicopter. Therefore, real-time vibration monitoring of helicopter power plant and transmission system is an important means to ensure helicopter flight safety. This paper adopts FPGA+DSP architecture concept to design and develop a real-time helicopter vibration monitoring system. Through the installation test, the vibration results collected from the key parts of the helicopter are consistent with the results of post-installation data analysis, which solves the difficult problem of real-time monitoring of vibration data with high sampling rate in flight and effectively guarantees the flight safety of helicopter. The research results provide technical support for real-time acquisition, processing and safety monitoring of high-frequency flight data of subsequent models.

Keywords: helicopter, turbo-shaft engine, transmission system, vibration, real-time monitoring

1 引 言

直升机独有的旋转特性使得其许多关键部件不能实现 余度设计,如升力系统是单路的,除发动机之外,旋翼和传动 系统几乎不能实现多余度。因此,这些系统和其部件如在飞 行中发生故障,将对直升机的飞行安全带来严重的挑战^[1,2]。

动力系统的实时监测是保证发动机可靠工作和飞行安 全的重要手段。西方航空工业发达的国家早在上世纪六十 年代就在此领域开始进行相关的技术研究与应用^[3-5],曾经 历了从采用地面测振仪进行定期检查到利用机载电子二次 仪表进行实时监测的应用研究过程,目前已逐步发展成为数 据总线传输、软硬件结合的智能化实时监测系统(Airborne Vibration Monitoring,简称 AVM)。波音、空客的民航飞机上 都安装了振动监视系统,该系统不仅可以监视发动机的振动 状态,保障飞行安全,而且当发动机振动比较大时,航线机务 人员还可以根据该系统的监视数据,进行发动机配平 工作^[6]。

国内发动机振动实时监测技术的应用研究起步较晚,目前大部分国产航空发动机采用的是使用地面测振仪进行定 期检查的技术手段,振动实时监测技术在发动机上的应用还 比较少,而且技术相对还比较落后。中国飞行试验研究院在 某型号试飞过程中,曾研制了一套发动机振动监视系统,保 障了该型号试飞,填补了国内发动机振动实时监视技术的空 白,是国内发动机振动监视发展的一个里程碑。但是,由于 当时的技术条件所限,该监视系统采用纯硬件方式实现,该 方式具有可靠性高的优势,但也存在着功能单一、通用性差 等缺陷^[13]。

本文采用 FPGA+DSP 架构理念,设计开发了直升机振动 实时监视系统,通过装机试验,采集的直升机关键部位振动 结果与事后数据分析结果相吻合,解决了在飞行中高采样率 振动数据实时监视的难题,有力地保障了直升机飞行安全。 研究结果为后续型号飞行高频数据的实时采集、处理及安全 监控提供了技术支撑。

2 振动监视系统总体方案设计

振动监视系统硬件采用标准 CPCI 插卡结构设计,主要 包括信号采集与处理板、控制与数据记录板等,其结构如图 1 所示,图 2 所示为信号采集与处理板硬件框图,主要实现数 据记录与振动信号监视系统的状态指示,主要由 FPGA、 PowerPC核心模块、NAND 存储器等模块组成。

本监视系统设计中,软件设计包括 DSP 软件及 PowerPC 软件两部分。其中,DSP 软件为振动分析核心模块,开发环 境为 ADI Visual DSP++或 CCES。PowerPC 软件则包括系统 软件及振动信号监视系统应用程序两部分。

系统软件由板级支持包(BSP)、定制的操作系统及用户 支持软件等组成。软件实现功能如下:

(1)计算发动机振动总量:计算一定带宽内的发动机振动总量(速度量);

[[]收稿日期] 2023-11-14

[[]作者简介] 范 平(1985-),男,江西抚州人,本科学历,工程师,从事航空飞行试验技术研究。



图1 振动监视系统设备

(2)计算发动机振动分量:采用跟踪滤波的方式计算发 动机燃发器和动力涡轮转速对应的频率分量;

(3)计算主减、旋翼、尾桨等传动部件的基频、2倍频和3

倍频。

本项目利用信号采集与处理板完成振动数据采集,由 DSP 板的算法程序对振动信号进行分析处理,再通过数据记 录与控制板将计算结果发送至遥测发射装置,最终实现振动 信号的实时监控。

3 振动监视系统软件设计

软件系统设计包括 DSP 软件及 PowerPC 软件两部分。 DSP 软件为振动分析核心模块,开发环境为 CCES。系统软 件由板级支持包(BSP)、定制的操作系统及用户支持软件等 模块组成。PowerPC 软件包括系统软件及振动信号监控系 统应用程序两部分。软件设计的核心为振动信号处理算法, 主要包括发动机振动总量,发动机振动分量,主减、旋翼、尾 桨等传动部件的基频、2 倍频和 3 倍频算法。振动信号处理 算法是整个振动监视系统研制的关键技术,直接影响到振动 监视系统能否满足需求。



图 2 信号采集与处理板

3.1 发动机振动总量算法

经过仿真试验与试验验证,项目采用时域处理算法进行 发动机振动总量的计算,即先对原始振动信号进行积分、带 通滤波,然后在时域范围内,根据总量计算原理直接进行总 量计算,最后对计算结果进行低通平滑滤波,消除非整周期 截断带来的误差影响。具体流程图如图 3 所示。



图 5 派 4 芯 里 异 本 流 性

该方法在振动监视系统上实现后,采用信号源加载,对 振动监视系统总量计算功能进行功能性验证,验证方法框图 如图4所示。

总量算法功能性验证试验分为两部分:



图 4 振动监视系统功能性检查验证方法流程

(1)线性度计算结果检查。线性度检查即加载频率不 变,加载幅值从1g逐步增加到9g,加载试验数据和输出结果 见表1,线性度如图5所示。

(2)频响特性检查。频响检查即加载幅值不变,加载频 率从 50Hz 逐步增加到 1200Hz,加载试验数据和输出结果见 表 2,频响特性如图 6 所示。

表 1	总量算法功	力能性验证试	.验表(线性)	度)
加载频率	加载幅值	输出结果	理论值	误差
(Hz)	(g)	(mm/s)	(mm/s)	(%)
360	1	3.055	3.07	0.49
360	2	6.1	6.13	0.49
360	3	9.3	9.20	1.08
360	5	15.27	15.33	0.39
360	7	21.21	21.46	1.18
360	9	27.46	27.61	0.55



图 5 总量算法功能性验证数据图(线性度)

-	加载频率 (Hz)	加载幅值 (g)	输出结果 (mm/s)	理论值 (mm/s)	误差 (%)
	50	1	7.99	7.98	0.13
	80	1	10.30	10.32	0.19
	100	1	11.00	11.04	0.36
	200	1	5.55	5.52	0.54
	500	1	2.20	2.21	0.45
	800	1	1.37	1.38	0.73
	900	1	1.21	1.23	1.63
	1000	1	1.10	1.10	0
	1200	1	0. 61	0.61	0
1					





图 6 总量算法功能性验证数据图(频响特性)

从表1、表2和图5、图6可以看出,振动监视系统输出的 计算结果与理论值非常接近,误差最大仅为1.63%,这说明 发动机振动总量计算方法可行,结果准确。

3.2 发动机振动分量算法

项目采用直接分析法,可以更准确地计算出发动机振动 分量,即首先根据转速信号,对振动信号进行整周期截取,然 后对振动信号进行傅立叶级数展开计算,得到转速对应的频 率分量,即燃发器振动分量和动力涡轮振动分量。

由于无法产生模拟转速信号,发动机振动分量算法无法 进行验证,但是发动机振动分量算法与主减传动系统算法非 常接近,故其算法的可靠性可参考实验室验证结果。

3.3 主减传动系统振动值算法

传动系统的振动值算法与发动机振动分量算法比较接近。与之相比,主减传动系统振动值算法需要提取的振动分 •94• 量对应频率是固定值,因此提取难度相对较低,但是由于传 动系统的各个振源频率比较接近,因此要求算法具备很高的 分辨率。

为达到较高的频率分辨率,常用的方法是增长傅立叶变 换算法的数据长度,但是该方法会带来滞后时间长、转速摆 动情况下计算结果小于真实值等问题。本项目对傅立叶变 换算法进行改进研究,提出一种新的算法,即首先根据传动 系统振源对应频率对振动数据进行整周期截断,整周期截断 频率分辨率对应的点进行频率搬移,使振源对应频率刚好在 频率分辨率对应的点上,可以减少谱线内的能量泄漏,同时 减小附件振源对该频率点振动幅值计算结果的影响。

主减传动系统振动值算法实验室验证方法与发动机总 量实验室验证方法相同,其加载方式与总量算法的线性度加 载方式相同,即加载频率固定,加载幅值从 1g 逐步增加到 11g,加载试验数据和输出结果见表 3,频响特性如图 7 所示。 从表 3 的试验结果来看,振动监视系统输出的计算结果与理 论值非常接近,误差最大仅为 2.67。

表 3 主减传动系统算法功能性验证试验表

加载幅值(g)	输出结果(g)	理论值(g)	误差(%)
1	0.99	1	1.00
2	1.99	2	0.50
3	2.92	3	2.67
4	3.95	4	1.25
5	4.92	5	1.60
6	5.96	6	0.67
7	6.98	7	0.29
8	7.93	8	0.88
9	8.92	9	0.89
10	9.96	10	0.40
11	10.97	11	0.27



图 7 主减传动系统算法功能性验证数据图

4 飞行验证与误差分析

基于所设计的直升机动力装置振动实时监视系统,开展 了设备研制,并在某型号飞行中加装应用。在不同飞行高 度、温度环境下,直升机平台在悬停、近地机动、爬升、下滑及 不同的飞行速度下进行测试验证。图 8 所示为典型工况下 直升机动力装置某 2 个测点实时监视结果与事后处理结果 时间历程曲线,表 4 为各加装测点发动机实时监视结果与事 后处理结果对比。试验结果表明,该系统实时监控处理振动 数据与事后数据结果相吻合,能够满足装机飞行中为直升机 动力装置提供振动实时监视的要求。



表 4	发动机实时监视结果与事后处理结果对比			
测点序号	事后处理(mm/s)	实时监视(mm/s)	误差(%)	
1	3.46	3.35	3.28	
2	2.83	2.61	8.43	
3	2.64	2.45	7.76	
4	2.65	2.72	2.57	
5	1.97	2.01	1.99	
6	1.83	2.01	8.96	
7	3.03	2.97	2.02	
8	2.30	2.26	1.77	
9	5.74	5.62	2.14	
10	2.27	2.30	1.30	
11	3.00	3.20	6.25	
12	3.73	3.80	1.84	
5 结 论	>			

本文采用 FPGA+DSP 架构理念,设计开发了直升机动力 装置振动实时监视系统,并以某型号直升机飞行为平台开展 了系统的验证和测试精度评估研究,得出如下结论:

(1)开展了对发动机振动信号和主减传动系统振动信号 的实时处理分析算法研究,掌握了软硬件结合的振动监视的 工程实现方法;

(2)开发的包括发动机、传动系统等部件的信号实时处 理分析算法,能够高效、准确地实现振动数据实时采集、处理 及实时监视功能;

(3)基于设计理念所研制的振动实时监视系统装机后的数据与事后分析数据进行对比,结果吻合良好,证明该系统能够满足装机飞行中为直升机动力装置提供振动实时监视的要求;

(4)研究结果为脉动压力、动应力等高频数据的飞行实时处理研究提供了技术支撑。

参考文献

- [1]赵海刚,郭佳男,王俊琦.某型涡轴发动机试飞平台设计及试验验 证[J].科学技术与工程,2021,21(2):820-824.
- [2] 陈圣斌, 宋永磊. 直升机健康和使用监控系统(HUMS)的技术综述[C].//第十八届全国直升机年会学术论文集, 北京: 中国航空 学会, 2002:44-50.
- [3] 张媛, 邢雁, 黄陈生. 某型涡轴发动机空中起动故障分析 [J]. 燃气 涡轮试验与研究, 2009, 22(2): 43-45.
- [4] Dadd G J, Chan K K. Gas Turbine Mach Number Control With Simplified Fuel System [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2002, 124(4):792-800.
- [5] Erhard W, Gabler R, Preiss A, et al. Monitoring and Control of Helicopter Engines at Abnormal Operating Conditions[R]. RTO MP-8,1998.
- [6] Melick H C, Ybarra A H. Estimating Maximum Instantaneous Distortion from Inlet Total Pressure RMS Measurement [R]. AIAA, 78-970.

