

# 基于机载实时处理的振动监控系统设计与实现

谷士鹏, 马亚平, 连强强

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

**摘要:** 针对某型直升机需要对振动信号进行安全监控的问题, 设计了一种基于机载实时处理的振动监控系统, 以机载振动实时处理设备为核心, 并通过 MATLAB 软件仿真选取最优的算法, 利用该系统与原有的测试系统共同实施机载端的振动安全监控, 解决了振动信号实时监控中带宽不足的技术难题; 试验结果表明, 该方案设计合理, 具有实时性好、可靠性高的优点, 振动数据实时处理结果与事后处理结果基本一致; 该系统的成功设计保证了直升机的试飞安全, 可推广至其他飞机的飞行试验中使用。

**关键词:** 直升机振动; 机载实时处理; 软件仿真

## Design and Implementation of Vibration Monitor System Based on Airborne Real-time Process

Gu Shipeng, Ma Yaping, Lian Qiangqiang

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** A helicopter needs to monitor the vibration signal, we designed a vibration monitoring system based on airborne real-time processing. The airborne vibration real-time processing equipment is the core in vibration monitoring system. Then we selected optimal algorithm through by the MATLAB simulation, and use the system and the original test equipment together to implement vibration safety monitoring. The experimental results show that the proposed scheme is reasonable, and the real-time processing results of vibration data are basically consistent with the results after the treatment. The successful design of the system ensures the safety of the helicopter flight test, which can be applied to other aircraft flight test.

**Keywords:** helicopter vibration; airborne real time processing; software simulation

## 0 引言

随着航空技术的发展, 直升机的结构设计日趋复杂。直升机在使用过程中, 旋翼、尾桨、发动机和传动装置等旋转部件都会产生交变载荷, 引起机体结构的振动。除了由旋转部件引起的激振力以外, 直升机在地面滑行、起飞、着陆和武器发射阶段也会产生激振力<sup>[1]</sup>。正是由于以上因素的存在, 直升机的振动状况比固定翼飞机更为复杂和严重。振动不仅会使直升机的主要部件和仪表设备产生振动疲劳失效, 降低其使用寿命, 影响驾驶员和乘员的舒适性, 严重时更会造成结构部件断裂, 危及飞行安全<sup>[2]</sup>。

在航空领域, 飞行试验是一个高风险、高投入的行业, 为了保证飞行安全、提高试飞效率, 在飞行试验过程中, 就必须对飞机各系统的工作状态进行数据处理和, 已判断飞机状态是否安全以及分析潜在的各种隐患。数据分析大致可分为实时处理和事后处理两种。事后处理具有分析准确率高、操作简易、资源占用少等优点, 是飞行试验中主要的数据处理方式。然而, 针对一些风险科目, 尤其是直升机飞行试验中的振动数据, 不仅仅需要事后处理, 还应在飞行过程中对飞机的关键部件和重要参数进行实时处理, 以便于保证飞行试验中人、机的

安全。

因此, 为了保证直升机工作可靠和飞行试验安全, 振动实时监控是一种必要的技术手段。针对某型直升机的试飞需求, 本文提出了一种基于机载实时处理的振动监控系统设计, 并成功实现振动监控。

## 1 系统结构及原理

围绕如何实现振动信号的实时监控功能, 本文设计了两种方案。

其中一种方法是机载采集设备先对原始振动信号进行采样, 并将这些高采样率的(采样率高达 8 KHz)原始振动信号汇入遥测 PCM 数据流, 然后直接通过机载遥测设备将振动信号传输至地面遥测接受站, 地面遥测接受站接受并解调出原始振动信号后, 再利用计算机上安装的专用处理软件进行数据实时处理, 提取振动特征信息进行安全监控。这也是传统的振动监控设计方案。

然而, 这一方案是基于遥测系统的传输带宽和地面站计算机的处理能力, 不可能从根本上逾越振动信号数据量大和遥测传输链路带宽有限的矛盾, 在实际使用中只能监控少量的振动信号<sup>[3]</sup>。同时, 在直升机机动飞行时会出现遥测信号中断的现象, 导致地面站解调出的振动原始信号存在丢点, 从而导致最关注的频域分析无法展开。

另一种设计方案的思路如下: 压电式振动传感器输出振动

收稿日期: 2017-06-20; 修回日期: 2017-08-23。

作者简介: 谷士鹏(1989-), 男, 山东成武人, 硕士研究生, 工程师。主要从事机载测试技术方向的研究。

信号经过电荷放大器变成电压量信号, 机载数据采集器对振动信号采样后输出, 通过安装于直升机座舱内的机载振动实时处理设备进行处理, 并将处理后的特征量汇入机载遥测链路, 从而实现振动安全监控。其原理框图如图 1 所示。这种方案避免了大数据量的振动原始信号遥测传输, 只传输机载端实时处理后的数据结果。

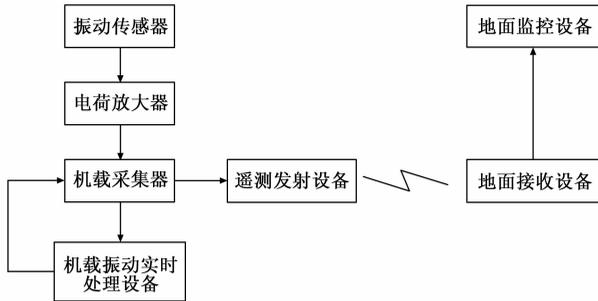


图 1 系统总体方案设计原理框图

这一方案的设计, 不仅解决了振动信号采样率高、数据量大和遥测传输链路带宽有限的矛盾, 可以完成多路振动信号的实时监控, 而且遥测链路传输的只是数据分析后的结果, 不存在振动信号频率丢失的情况。

综上所述, 本文选择第二种方案实施直升机振动监控。

## 2 硬件方案设计

由于直升机试飞的测试需求的变化比较频繁, 因此在该型直升机测试系统方案设计之初就考虑到直升机振动监控的重要性。对此, 本文对关键部位振动传感器的配套电荷放大器预留了安全监控接口。这样就可以在不改变原有测试系统架构的情况下实现直升机振动实时处理与监控。

直升机振动监控系统设计原理如图 2 所示。

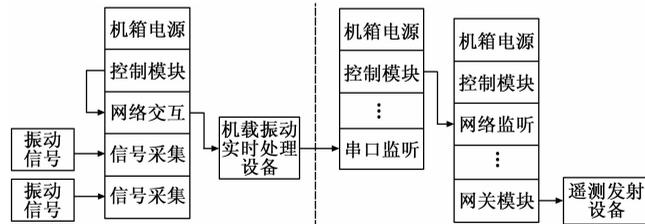


图 2 直升机振动监控系统设计原理图

图 2 中, 虚线左侧部分是新增设备, 虚线右侧部分是机上有设备。振动信号首先经过信号采集模块进行 A/D 变换, 每个信号采集模块都是机载测试网络的采集节点, 以固定的采样频率完成 15 路振动信号采集。然后控制模块利用背板总线, 将振动信号传输至网络交互模块, 并以 IENA 网络包的形式发送至机载振动实时处理设备。增加一个网络交换模块还可以便于放飞前的检查和排故。

机载振动实时处理设备采用嵌入式多核处理器 + FPGA + RTOS 的系统架构<sup>[4]</sup>, 其输入端口接收来自采集单元的网络数据包。系统上电后, 机载振动实时处理设备自动进入嵌入式实时系统, 根据系统配置完成多通道振动数据的同步采集、工程量转换、振动数据实时处理、处理结果 RS422 发送等功能。同时, 机载振动实时处理设备具备看门狗功能, 系统宕机后,

15 s 内无数据交换则自动启动系统。

机载振动实时处理设备将处理后的特征量以 RS422 信号形式接入既有机载测试系统的串口监听模块。网络监听模块则可以读取其他机箱的测试参数, 本文中, 网络监听模块将从上一个机箱的控制模块中获取包含振动实时处理结果的 RS422 参数, 并通过本机箱的网关模块将这些参数汇入 PCM 数据流, 进而通过机载遥测发射设备将这些参数传输至地面站。

机载振动实时处理设备输出的 RS422 编码输出格式如图 3 所示。

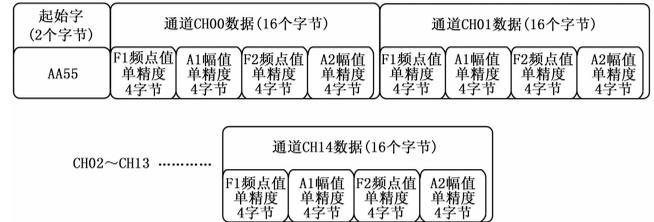


图 3 RS422 编码输出格式

基于机载实时处理的振动监控系统可以支持多种工程量转换算法, 包括: 线性、多项式、双曲线等校准方式, 其网络接口采用千兆网络实时接受来自机载测试系统的网络数据, 可以满足数据传输的需求。其主要技术指标包括:

- 1) 实时处理参数类型: IENA 网络数据包;
- 2) 数据采集接受能力: 不低于 50 Mbps 的网络数据包采集与解析;
- 3) 实时处理振动通道: 15 路以上;
- 4) 监控频率点数: 30 个以上;
- 5) 振动数据采样率: 不低于 8 kHz;
- 6) 数据处理结果更新率: 4 Hz;
- 7) 频率分辨率: 优于 0.1 Hz;
- 8) 具有自检能力, 提供系统状态显示。

## 3 数据分析算法设计

### 3.1 算法选择

直升机振动监控的关键是完成振动信号的实时处理。

信号的频谱分析是研究信号特性的重要手段之一, 对于确定性信号, 可以用 Fourier 变换来考察其频谱性质, 而对于广义平稳随机信号, 由于它一般既不是周期的, 又不满足平方可积, 严格来说不能进行 Fourier 变换, 通常是求其功率谱来进行频谱分析。

直升机的振动信号是一种随机信号, 它的傅里叶变换是不存在的, 因此无法像确定性信号那样用数学表达式来精确地描述它。功率谱在随机信号分析与变换中起着类似于频谱在确定性信号分析中的作用<sup>[5]</sup>。因此本文将采用功率谱的方法来完成振动信号的分析, 获取振动信号的特征量, 用于对直升机的振动状态进行安全监控。

功率谱估计分为经典谱估计和现代谱估计。经典谱估计又称非参数模型谱估计, 主要方法有: 周期图法, 相关图法及改进的周期图估计法。

在经典的功率谱估计法中, 周期图法以其物理概念清晰、不需要估计自相关函数、计算方便和可利用 FFT 计算等特点, 已成为功率谱估计的一种基本方法<sup>[6]</sup>。

样本序列  $x_n$  的有限序列为  $x(n)$  ( $0 \leq n \leq N-1$ )，周期图法的功率谱估计定义为：

$$I_N(\omega) = \hat{p}_{xx}(\omega) = \frac{1}{N} |X_N(\omega)|^2 \quad (1)$$

其中， $X_N(\omega)$  是有限长序列  $x(n)$  的离散傅里叶变换。可以证明，周期图谱估计方差为：

$$\text{Var}[I_N(\omega)] \approx P_{xx}^2(\omega) [1 + (\frac{\sin N\omega}{N \sin \omega})^2] \quad (2)$$

周期图法应用比较广泛，主要是由于它与序列的频谱有对应关系，可以采用 FFT 快速算法来计算。但是，这种方法需要对无限长的平稳序列进行截断，相当于对其加矩形窗，使之成为有限长数据。同时，这也意味着对自相关函数加三角窗，使功率谱与窗函数卷积，从而产生频谱泄漏，容易使弱信号的主瓣被强信号的旁瓣所淹没，造成频谱的模糊和失真，使得谱分辨率较低。

对于式 (2)，当  $N \rightarrow \infty$  时， $\text{Var}[I_N(\omega)] \rightarrow P_{xx}^2(\omega)$ ，所以周期图对于非白色噪声一般不是一致估计，它将在功率谱真值附近摆动，谱估计的方差较大。

相关图法是 1958 年由 Blackman 与 Tukey 首先提出的，理论基础是维纳辛钦定理，基本思想是通过改善对相关函数的估计方法，对周期图进行平滑处理以改善周期图谱估计的方差性能，亦称 BT 法、间接法。只有在一定条件下，BT 法与周期图法估计出的功率谱是一样的，其余情况下则 BT 法的偏差大于周期图法；在窗函数满足一定条件时 BT 法是渐进无偏估计；BT 法方差小于周期图的方差；BT 法分辨率比周期图法低，与窗函数的选择有关。

BT 法的缺陷在于当对全域进行变换时，其方差很大，使谱估计质量下降，并且不一定为正值，从而可能失去功率谱的物理意义。

对于周期图方法的改进，可以采用平均法来降低功率谱估计的方差，从而得到一致估计。其中一种方法是巴特利特平均周期图法。巴特利特平均周期图法是把长度为  $N$  的数据  $x(n)$  ( $0 \leq n \leq N-1$ ) 将分为  $K$  段，每段长度为  $M$ ，先对每段数据用周期图法进行谱估计，然后对  $K$  段求平均得到长度为  $N$  的数据的功率谱。可以证明，其估计方差为：

$$\text{Var}[\bar{I}_K(\omega)] \approx \frac{1}{K} P_{xx}^2(\omega) [1 + (\frac{\sin M\omega}{M \sin \omega})^2] \quad (3)$$

当  $K \rightarrow \infty$  时， $\text{Var}[\bar{I}_K(\omega)] \rightarrow 0$ 。但是  $K$  很大时  $M$  就会很小，因此，巴特利特平均周期图法是一个有偏估计。

另一种改进的周期图法是窗函数法，其与巴特利特平均周期图法唯一的区别是相邻分段数据之间有重叠的数据部分，这样会使方差进一步减小。一种改进的窗函数法是韦尔奇法，旨在保持巴特利特平均周期图法方差性能的同时，改善其分辨率，又称加权交叠平均法。该方法的基本原理是对数据分段时，使每一段有部分重叠，然后对每一段数据用一个合适的窗函数进行平滑处理，最后对各段谱求平均。因为韦尔奇法允许各段数据交叠，所以数据段数  $K$  会增加，使方差得到更大的改善，但是数据的交叠有减小了每一段数据的不相关性，使方差的减小不会达到理论程度。另外，采用合适的窗函数可以减小信号的频谱泄漏，同时也可以增加谱峰的宽度，从而提高谱分辨率。同时，韦尔奇法更适合于用 FFT 进行功率谱估计。

本文选择使用韦尔奇法进行功率谱估计。

### 3.2 窗函数选择

在韦尔奇法中，为了尽量减少频谱泄露，应选择旁瓣小主瓣窄的窗函数。然而，旁瓣大小与主瓣宽窄是一对相互制约的因子，不可能同时达到两方面的需求，在实际应用中应综合考虑<sup>[7]</sup>。

为选取合适的窗函数，本文主要使用 MATLAB 仿真进行研究。在 MATLAB 中，首先构造仿真信号<sup>[8]</sup>，仿真的振动信号可以表示为：

$$y(n) = 2\sin(2\pi * f_1 * n) + \cos(2\pi * f_2 * n) + 4\sin(2\pi * f_3 * n) + \text{randn}(\text{size}(n)) \quad (4)$$

其中： $f_1$  和  $f_3$  为监控频率， $f_2$  为干扰频率， $\text{randn}(\text{size}(n))$  表示高斯白噪声。

韦尔奇法中常用的窗函数有三角窗、海明窗、汉宁窗和布莱克曼窗。

三角窗亦称费杰 (Fejer) 窗，是幂窗的一次方形式。与矩形窗比较，主瓣宽约等于矩形窗的两倍，但旁瓣小，而且无负旁瓣。

汉宁窗又称升余弦窗，汉宁窗可以看作是 3 个矩形时间窗的频谱之和，或者说是 3 个 sinc ( $t$ ) 型函数之和，使旁瓣互相抵消，消去高频干扰和漏能。可以看出，汉宁窗主瓣加宽并降低，旁瓣则显著减小，从减小泄漏观点出发，汉宁窗优于矩形窗。但汉宁窗主瓣加宽，相当于分析带宽加宽，频率分辨力下降。

海明窗也是余弦窗的一种，又称改进的升余弦窗。海明窗与汉宁窗都是余弦窗，只是加权系数不同。海明窗加权的系数能使旁瓣达到更小。分析表明，海明窗的第一旁瓣衰减为一 42 dB。海明窗的频谱也是由 3 个矩形时窗的频谱合成，但其旁瓣衰减速度为 20 dB/ (10 oct)，这比汉宁窗衰减速度慢。海明窗与汉宁窗都是很有用的窗函数。

布莱克曼窗的幅度函数主要由五部分组成，他们的位移都不同，其幅度不同使旁瓣再进一步抵消。旁瓣峰值幅度进一步增加，其幅度谱主瓣宽度是矩形窗的 3 倍。布莱克曼窗主瓣宽，旁瓣小，频率识别精度最低，但幅值识别精度最高。

以下分别利用各窗函数进行功率谱估计，如图 4 所示。

将以上 4 种窗函数的功率谱估计在一张图上呈现出来，如图 5 左侧图片所示。

将图 5 中左侧图片第一个频率点右侧位置放大，得到图 5 中右侧结果。

主瓣宽度由宽到窄依次为布莱克曼窗、汉宁窗、海明窗和三角窗。主瓣最宽的布莱克曼窗也是旁瓣衰减最大的窗函数，但是也是 4 种窗函数里分辨率最低的一个。而三角窗虽然有陡峭的过渡带特征，具有很好的分辨率，但是其旁瓣起伏大，方差较大，噪声水平高<sup>[9]</sup>。海明窗对于振动参数的功率谱分析来说，其分辨率和噪声水平都略高于汉宁窗，因此是最佳的选择。

### 3.3 功率谱参数设计

采用韦尔奇法功率谱估计的信号处理流程如图 6 所示。在整个流程中，需要对数据缓冲环节和数据加窗环节的参数进行设计。

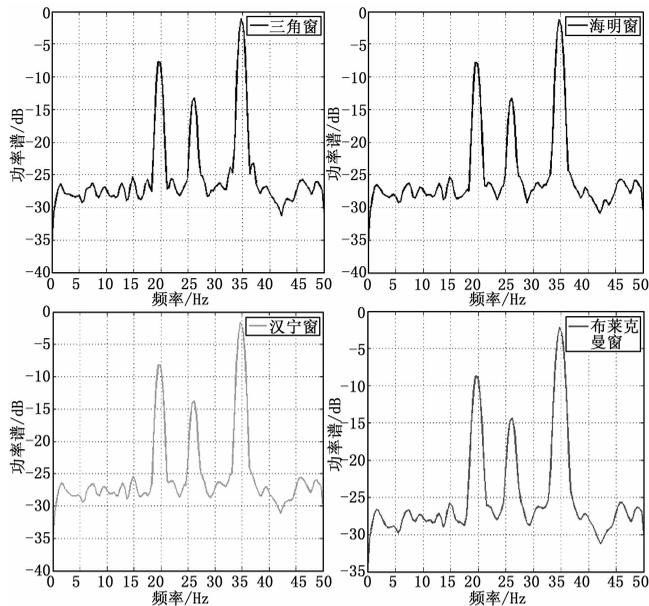


图 4 各窗函数功率谱估计

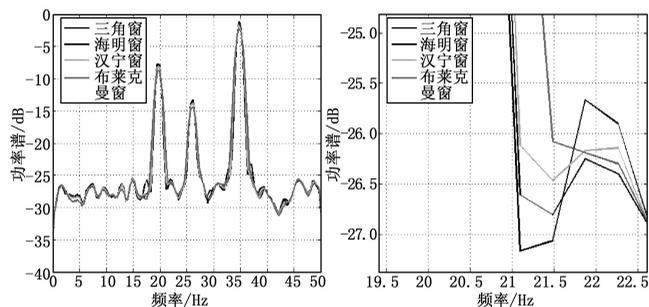


图 5 对比图及细节图



图 6 功率谱的信号处理流程

根据乃奎斯特采样定律, 对连续信号的采样频率  $f_s$  至少应等于或大于信号所含的最高频率  $f_o$  的两倍, 即  $f_s \geq 2f_o$ , 才能避免频谱混叠现象发生, 使带限信号采样后能够不失真还原。为简化编程, 对所有振动信号的采样频率  $f_s$  统一设定。

$$t_n = N \times T = \frac{1}{\Delta f} N = \frac{f_s}{\Delta f}$$

频率分辨率  $\Delta f$  是离散频谱中两相邻点间的频率间隔。  $\Delta f$  愈小则频率分辨率愈好。选择  $\Delta f$  后, 可根据确定样本点数。由于两相邻采样点的时间间隔  $T$  是采样频率  $f_s$  的倒数, 故所需要的数据时间长度。

$\frac{1}{C}$  同时, 振动实时处理的结果更新频率应不低于  $C$  Hz, 即需要秒时间需要对一部分数据做一次 FFT。因此全部  $N$  个数据被分成了  $K = t_n \times C$  小块, 海明窗的长度也可以确认。

最后, 根据频点特征找到监控频率范围内最大频点的频率值及其对应的幅值。使用 Welch 奇法进行振动信号的功率谱估计可以保证信号频点和幅值估计的无偏性和一致性。

### 4 试验结果

为验证上述振动数据实时处理系统的设计合理性与可行性, 本文在实验室搭建了一个小型试验平台, 并使用信号发生器产生频率可变的正弦波来仿真振动数据。通过自主研发的 HVM 软件, 可以清楚地看到振动信号经过处理后的情况。

以 26.6 Hz 监控频率的参数为例。在模拟器端, 输入正弦信号, 频率范围从 26.410 Hz 至 26.862 Hz, 以 0.08 Hz 为步进, 并记录输出监控频率的幅值大小。如图 7 所示, 描绘了振动信号处于监控频率范围边缘的上升沿和下降沿的情况。可以看出, 一旦超过监控频率范围, 其输出幅值迅速衰减, 达到了数据分析算法的目的。

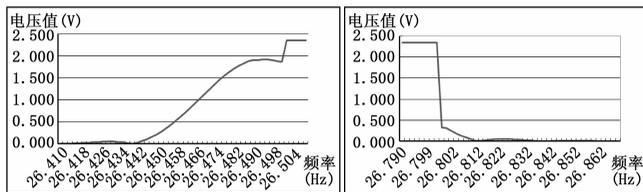


图 7 边缘信号的上升沿和下降沿

在飞行试验中, 将配置好的机载振动实时处理设备安装于直升机的座舱内, 与已有测试系统进行互联。在试飞过程中, 遥测监控获得的振动特征值与事后处理得到的振动特征值是一致的, 两者采用了相同的功率谱估计算法。基于机载实时处理的振动监控系统满足了振动安全监控需求, 具有实时性好、可靠性高、节约遥测带宽的优点。

### 5 结束语

针对直升机试飞的特点, 本文设计并实现了一种基于机载实时处理的振动监控系统。该系统摒弃了传统的直升机振动安全监控设计思路, 通过将实时处理设备机载化, 利用 MATLAB 进行窗函数的算法仿真, 成功应用 Welch 奇法进行功率谱分析, 实现了直升机振动实时监控。地面试验和飞行试验的结果表明, 基于机载实时处理的振动监控系统工作可靠, 数据处理准确可信, 可推广至其他飞机的飞行试验中使用。

### 参考文献:

- [1] 陆 轶. 浅谈直升机振动主动控制技术 [J]. 内江科技, 2009 (5): 88-89.
- [2] 杨廷磊, 曾晓东, 王 浩. 飞机振动特性激光测量与分析 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (11): 76-78.
- [3] 刘蕴才. 遥测遥控系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [4] 王 皓, 余丹妮, 等. 基于 EP2C8Q208C8 型 FPGA 等精度频率测量仪设计 [J]. 计算技术与自动化, 2012, 31 (1): 56-59.
- [5] 李文超. 现代功率谱估计在设备故障诊断应用 [J]. 传感器世界, 2012 (2): 25-29.
- [6] 郑南宁, 程 洪. 数字信号处理 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2007.
- [7] 谭维凤, 冯立强, 王 兵. 解决频域干扰处理法能量泄露问题的方法研究 [J]. 通信技术, 2010, 43 (12): 44-50.
- [8] 伊 鑫, 曲爱华. 基于 Welch 算法的经典功率谱估计的 Matlab 分析 [J]. 现代电子技术, 2010, (3): 7-9.
- [9] 杨晓明, 晋玉剑, 李永红. 经典功率谱估计 Welch 法的 MATLAB 仿真分析 [J]. 电子测试, 2011, (7): 101-104.