

doi: 10.11720/wtyht.2015.S1.22

屈进红,周锡华,耿圣博,等.直升机 GT-2A 航空重力仪减振系统振动分析[J].物探与化探,2015,39(S1):105-112.http://doi.org/10.11720/wtyht.2015.S1.22

Qu J H, Zhou X H, Geng S B, et al. Testing and analysis for GT-2A airborne gravimeter vibration reduction system in a helicopter[J]. Geophysical and Geochemical Exploration, 2015, 39(S1): 105-112. http://doi.org/10.11720/wtyht.2015.S1.22

直升机 GT-2A 航空重力仪减振系统振动分析

屈进红^{1,2}, 周锡华^{1,2}, 耿圣博¹, 段乐颖^{1,2}, 邓肖丹^{1,2}

(1. 中国国土资源航空物探遥感中心, 北京 100083; 2. 国土资源部航空地球物理与遥感地质重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 国内首次开展高分辨率直升机航空重力在内陆丘陵地区采用低速、低空起伏飞行的方式执行测量任务。航空重力减振系统面对全新的直升机搭载平台和飞行环境, 关于减振系统的很多技术问题需要得到解答。因此, 笔者开展针对直升机航空重力减振系统振动加速度的数据采集和测试工作, 获得的试验结果为今后航空重力减振系统的设计、安装与监测提供借鉴依据。

关键词: 高分辨率; 航空重力; 直升机; 减振系统; 振动加速度

中图分类号: P631 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-8918(2015)S1-0105-08

我国资源型航空重力测量使用的是引进俄罗斯 GT-1A 航空重力仪, 但 GT-1A 航空重力仪量程小、抗颠簸能力差等原因, 造成飞行生产效率低下。航空中心通过与 GT 公司合作, 目前将现有的 GT-1A 型升级到 GT-2A 型, 升级后的航空重力仪具有更大的动态范围($\pm 1\text{ g}$)和更低的噪声水平^[1]。利用更大动态量程范围的 GT-2A 航空重力仪和直升机的低速、易起伏飞行特点, 集成了我国首套高分辨率直升机航空重力测量系统, 采用低速、沿地形起伏飞行作业的方式, 预期在大型铁矿区示范性应用中取得突破性进展。

航空重力仪测量精度受到诸多因素的影响, 其中最直接的干扰来自机载环境下飞机发动机等引起的高频扰动加速度, 它是重力传感器所测量的重力异常信号的成百上千倍, 仅仅通过低通滤波处理已经起不到消除作用^[2]。然而减振系统的隔振作用, 可以减小飞机底板振源和被隔振航空重力仪之间的动态耦合, 减少不良振动传递给航空重力仪, 从而实现提高航空重力测量精度的要求。

在国内, 直升机首次被用于航空重力仪的测量中, 首次用于丘陵地带的低高度、沿地面起伏作业。

低高度飞行将会受到来自地面更大的上升扰动气流和丘陵地带的各种风向、回旋风等影响, 以及对直升机的振动情况仅做了初步调研^[3], 尚未掌握具体的振动情况, 技术人员在初期不确定航空重力仪在这样的飞行条件下能否胜任。所以为了监测航空重力减振系统的工作状态, 笔者开展了对直升机航空重力减振系统振动加速度的数据采集和测试工作。

1 试验概况

1.1 测试仪器

本次试验使用北京东方振动和噪声技术研究所的测试设备, 如下:

- 1) INV3018C 型 24 位高精度数据采集仪;
- 2) DASP-V10 数据采集和分析软件, 包括采集、存储、几十种谱分析功能, 并具有模态分析等多种分析功能;
- 3) INV9828 ICP 型加速度传感器(单向), 测量频率范围 0.2~2.5 kHz, 分辨率 0.000 4 m/s², 量程范围: $\pm 10\text{ g}$, 5 个;
- 4) 移动电脑, 用于数据收录和数据处理;
- 5) 12V7AH 锂电池;

收稿日期: 2015-12-04

基金项目: 国家高技术研究发展计划“863 计划”课题“新型高精度航空重力勘查系统研制”(2013AA063902); 中国地质调查局地质调查子项目“航空重力测量技术规范”(12120115054801)

6) 数据传输线、信号传输线若干。

设备工作流程见图 1。

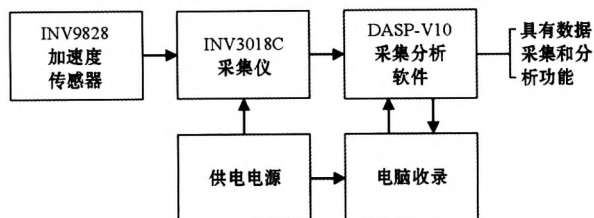


图 1 仪器设备工作流程

1.2 振动采集方案

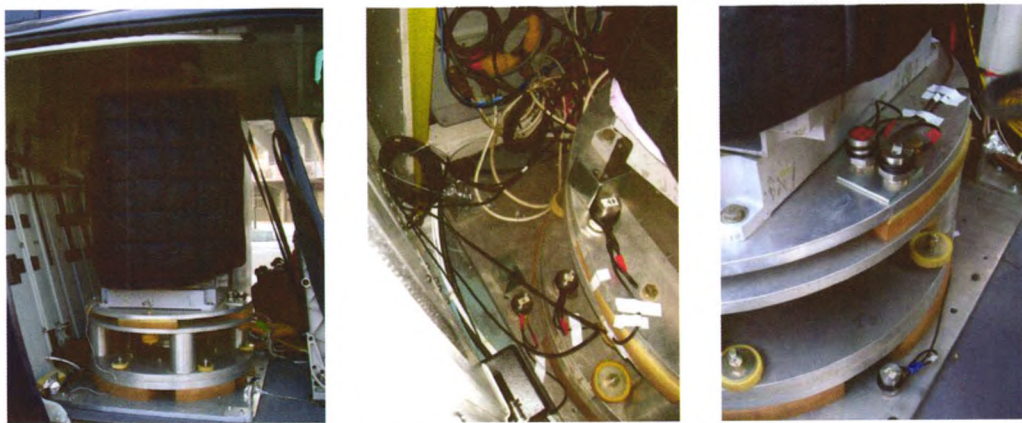
试验目的: 主要为掌握航空重力减振系统搭载小松鼠 AS350-B3(7450) 直升机平台上的振动和减振情况。

试验方法: 通过加速度传感器布置在飞机底板平台和二级减振平台进行振动试验, 并使用专业软件 DASP-V10 进行幅值域统计和频域分析。

布置方案: 图 2 左图为 GT-2A 航空重力仪, 机舱

内空间狭小, 振动采集仪和笔记本收录设备安装在舱内左侧的仪器柜内。加速度计情况: INV9828 ICP 型加速度传感器试验时正常工作的只有 5 个和另一个型号的传感器 1 个(不同厂商)。所以传感器布置上设计布置 2 个点位, 一个布置在机头方向, 另一个布置对称的舱尾位置, 每个点位需要 2 个传感器监测飞机底板和减振系统二级平台。多余的 1 个传感器布置在图 2 中图机舱尾部方向的一级减振平台上, 另一个型号的传感器布置在图 2 右图二层减振平台上, 用于检查两种传感器之间的测量误差。

采集情况: 本区采集了直升机 5 个飞行架次的振动数据, 有 2 架次在航空重力做试验任务飞行时采集, 其余 3 架次为正常作业时采集。采集的振动数据中, 除 2 条测线以不同速度平飞外, 其余均沿地形起伏飞行。在数据分析中, 分别截取了相对平飞状态下的数据作为平飞数据, 直升机爬坡上升和下降之时的振动数据。每组振动数据时长 50~60 s, 采样频率为 5 120 Hz。



左图为机舱内 GT-2A 重力仪概貌, 中图为舱尾传感器布置, 右图为机头方向传感器布置

图 2 直升机内部振动测试传感器布置位置

2 测试分析基本方法

2.1 幅域统计分析

飞机振动信号主要以飞机发动机螺旋桨有规律的周期振动为主, 并伴有外界不稳定气流扰动和飞机内部结构之间产生的随机振动组成。因此, 可以把飞机振动信号看成复杂的振动周期信号。

幅域统计分析适用于是在信号幅值域上进行一些统计计算, 包括两类统计方式: 幅域指标统计和波形峰值统计, 下面列出文中用到的一些参数公式。

最大值绝对值: $x_m = \max(|x_{\max}|, |x_{\min}|)$

方差: $S_x^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2$, N 为样本数

标准差: $S_x = \sqrt{S_x^2}$

均方值: $\hat{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i^2$

有效值: $\text{Rms}(x) = \sqrt{\hat{x}^2}$

从公式可以看出, 如果振动数据采集时做好零点校正后, 使数据样本平均值 $\bar{x}$ 趋向 0 值, 那么方差和均方值公式, 标准差和有效值公式的计算结果应该大致相等, 所以在幅域统计分析中主要看最大值绝对值和有效值这两个参数。它们的物理含义: 最大值绝对值, 指波形上与零线的最大偏离值, 只能描述瞬时振动的大小, 不反映产生的时间过程, 一般应用于结构强度性的破坏便直接与其有关。有效值用来衡量振动能量的大小是一种比较好的方法, 它涉及了振动随时间变化的过程^[4]。

2.2 振动传递率分析

减振系统隔振效果的优劣是通过振动传递率来评价,它表示减振系统对动态力或振动消减的程度。根据消极隔振的基本理论,被隔振的减振平台振动响应和飞机底板支座振动可以获得绝对振动传递率,有^[5-7]

$$T_A = \frac{x_0}{u_0} = \frac{\dot{x}_0}{\dot{u}_0} = \frac{\ddot{x}_0}{\ddot{u}_0}$$

其中: x_0 、 $\dot{x}_0$ 和 $\ddot{x}_0$ 分别为减振平台振动响应位移、速度和加速度, u_0 、 $\dot{u}_0$ 和 $\ddot{u}_0$ 分别为飞机底板支座振动位移、速度和加速度,振动传递率 T_A 越小说明减振效果越好,隔振效率为 $\eta_A = 1 - T_A$ 。传递率 T_A 一般选用分贝标尺为尺度,分贝最初定义基于功率比,基本单位为“贝尔”,其符号为 B

$$dB = 20\lg\left(\frac{F}{F_0}\right) = 20\lg\left(\frac{\ddot{x}_0}{\ddot{u}_0}\right) = 20\lg T_A$$

式中: $\ddot{x}_0$ 、 $\ddot{u}_0$ 为测量的振动加速度的有效值。若 $\ddot{u}_0 = 10^{-6} \text{ m/s}^2$,此时 dB 代表测量某一加速度的振级

(振动能量),速度和位移类似。

3 测试幅域统计分析

3.1 直升机平飞时幅域分析

在直升机平飞振动数据(表 1)中,分析了 4 个架次中的 8 组平飞数据,其中后 5 组数据中 18 架次 3 组为背、顶大风,19 架次 2 组为回旋风。表中可以看出直升机平台(减振前)的振动加速度的绝对最大值 8 组数据中,最小 6.11 m/s^2 ,最大 15.54 m/s^2 ,8 组数据的平均值为 9.10 m/s^2 (图 3)。有效值除第 15 架次 2 组平飞数据的振动量分别为 1.46 和 1.49 m/s^2 ,另外 6 组中除 180 km/h 时速的振动量为 1.54 m/s^2 之外,其余的均在 2 m/s^2 左右,最大一组达到 2.54 m/s^2 ,平均值为 1.9 m/s^2 (图 4)。

通过减振系统二级减振后(表 1),直升机平台的振动量大幅度衰减。绝对最大值大部分数据在 $1 \sim 1.5 \text{ m/s}^2$ 左右,另外两组为 2.69 和 4.76 m/s^2 ,偏大(图 3)。有效值减振后大部分在 0.23 m/s^2 左右,另外三组 0.33 、 0.34 和 0.46 m/s^2 ,偏大(图 4)。

表 1 直升机平飞时 z 方向减振前、后振动幅域统计

	测点 编号	架次	飞行速度 km/h	绝对最大 值/(m/s ²)	最大值 m/s ²	最小值 m/s ²	平均值 m/s ²	方差 m ² /s ⁴	标准差 m/s ²	均方值 m ² /s ⁴	有效值 m/s ²	备注
减 振 前	1	15	112	6.11	6.11	-5.88	0.05	2.12	1.45	2.12	1.46	
	2	15	112	6.88	5.92	-6.88	0.06	2.21	1.49	2.22	1.49	
	3	17	112	8.26	7.27	-8.26	0.09	4.47	2.12	4.48	2.12	
	4	18	80	9.11	7.68	-9.11	-0.02	4.21	2.05	4.21	2.05	大风顶风
	5	18	180	7.13	6.58	-7.13	-0.02	2.37	1.54	2.38	1.54	大风顺风
	6	18	112	9.04	9.04	-7.42	-0.02	3.98	1.99	3.98	1.99	大风顶风
	7	19	112	15.54	15.54	-9.85	0.00	4.15	2.04	4.15	2.04	回旋大风
	8	19	112	10.69	10.69	-9.43	0.00	6.43	2.54	6.43	2.54	回旋大风
减 振 后	1	15	112	1.52	0.89	-1.52	0.01	0.05	0.22	0.05	0.22	
	2	15	112	1.53	0.95	-1.53	0.01	0.05	0.23	0.05	0.23	
	3	17	112	1.50	1.50	-1.50	0.00	0.11	0.33	0.11	0.33	
	4	18	80	0.88	0.83	-0.88	0.01	0.05	0.23	0.05	0.23	同上
	5	18	180	1.10	1.10	-0.98	0.01	0.06	0.25	0.06	0.25	同上
	6	18	112	0.99	0.99	-0.87	0.01	0.05	0.23	0.05	0.23	同上
	7	19	112	2.69	1.93	-2.69	0.00	0.21	0.46	0.21	0.46	同上
	8	19	112	4.76	3.98	-4.76	0.00	0.12	0.34	0.12	0.34	同上

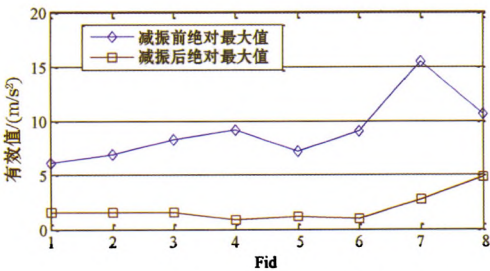


图 3 平飞时减振前、后绝对最大值统计

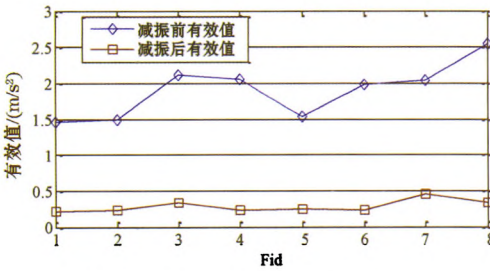


图 4 平飞时减振前、后有效值统计

3.2 直升机爬坡上升、下降时幅域分析

在直升机爬坡上升(表 2)振动数据中,分析了 3 个架次 5 组数据。表中显示爬坡上升减振前,直升机平台的绝对最大值 $5.79 \sim 7.96 \text{ m/s}^2$,另一组 14.03 m/s^2 ,偏大(图 5)。而有效值,3 组上升数据的振动量分别为 1.3 、 1.36 、 1.52 m/s^2 ,另外 2 组数据

在 2 m/s^2 左右(图 6)。

爬坡上升过程中振动数据通过减振后(表 1),绝对最大值大部分数据在 $2.38 \sim 3.5 \text{ m/s}^2$,另一组为 10.83 m/s^2 ,偏大(图 5)。减振后有效值大部分在 $0.32 \sim 0.38 \text{ m/s}^2$,另一组为 0.72 m/s^2 ,偏大(图 6)。

表 2 直升机爬坡上升和下降时 Z 方向减振前、后振动幅域统计

	测点 编号	架次	飞行状态	绝对最大值 m/s^2	最大值 m/s^2	最小值 m/s^2	平均值 m/s^2	方差 m^2/s^4	标准差 m/s^2	均方值 m^2/s^4	有效值 m/s^2
减振前	1	15	上升	5.79	5.03	-5.79	0.00	1.69	1.30	1.69	1.30
	2	15	上升	6.24	5.84	-6.24	0.07	1.84	1.36	1.84	1.36
	3	16	上升	7.39	5.83	-7.39	0.06	2.30	1.52	2.30	1.52
	4	19	上升	14.03	12.65	-14.03	0.00	4.04	2.01	4.04	2.01
	5	19	上升	7.96	7.36	-7.96	0.00	3.81	1.95	3.81	1.95
	1	15	下降	12.61	11.22	-12.61	0.01	7.79	2.79	7.79	2.79
	2	15	下降	10.64	10.64	-10.11	0.07	6.67	2.58	6.67	2.58
	3	16	下降	13.59	13.59	-12.59	0.06	8.14	2.85	8.14	2.85
	4	19	下降	15.14	15.14	-13.78	0.01	8.36	2.89	8.36	2.89
	5	19	下降	12.22	12.22	-12.10	0.00	7.70	2.78	7.70	2.78
减振后	1	15	上升	2.38	2.20	-2.38	0.00	0.12	0.35	0.12	0.35
	2	15	上升	2.66	1.80	-2.66	0.01	0.10	0.32	0.10	0.32
	3	16	上升	2.75	1.98	-2.75	0.01	0.12	0.35	0.12	0.35
	4	19	上升	10.83	4.60	-10.83	0.00	0.52	0.72	0.52	0.72
	5	19	上升	3.50	2.24	-3.50	0.00	0.14	0.38	0.14	0.38
	1	15	下降	1.88	1.87	-1.88	0.00	0.13	0.37	0.13	0.37
	2	15	下降	1.52	1.44	-1.52	0.00	0.10	0.32	0.10	0.32
	3	16	下降	3.07	2.36	-3.07	0.01	0.38	0.62	0.38	0.62
	4	19	下降	2.40	2.40	-2.40	0.01	0.23	0.48	0.23	0.48
	5	19	下降	9.97	6.41	-9.97	0.00	0.20	0.44	0.20	0.44

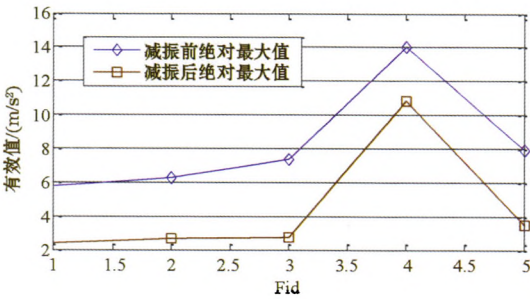


图 5 爬坡上升时减振前、后绝对最大值统计

在直升机下降(表 2)振动数据中,分析了 3 个架次 5 组数据。表中显示下降减振前,绝对最大值在 $10.64 \sim 13.59 \text{ m/s}^2$ 之间,另一组 15.14 m/s^2 偏大(图 7),有效值都在 $2.58 \sim 2.89 \text{ m/s}^2$ 范围(图 8)。

下降中振动数据通过减振后(表 1),绝对最大值大部分数据在 $1.88 \sim 3.07 \text{ m/s}^2$,另一组为 9.97 m/s^2 ,偏大(图 7)。减振后的有效值大部分在 $0.37 \sim$

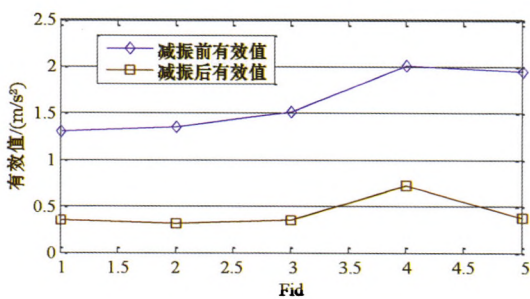


图 6 爬坡上升时减振前、后有效值统计

0.48 m/s^2 ,另一组 0.62 m/s^2 偏大(图 8)。

3.3 小结

1) 直升机底板减振前的振动量,爬坡上升略小于平飞,而下降时振动量最大,远大于前两种状态且样本数据维持相对稳定状态(图 8)。

2) 减振后的振动量,平飞、上升和下降的振动能量逐级递增。

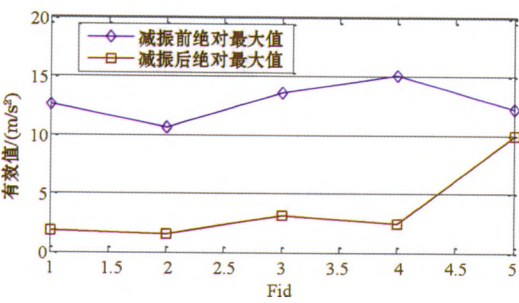


图7 下降时减振前、后绝对最大值统计

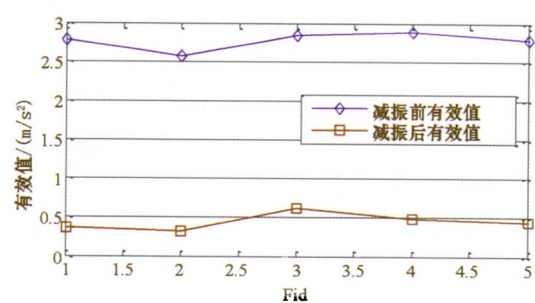


图8 下降时减振前、后有效值统计

4 振动传递率测试分析

4.1 平飞时振动传递率分析

在直升机平飞 8 组振动数据中(表 1),选取了第 1、4、8 组分别代表了平飞状态下的三种不同飞行状况(平稳飞行、顶风向大风、回旋大风)下的航空重力减振系统减振前、后的加速度振动水平。

图 9 为这 3 组数据是在直升机底板平台减振前的振动加速度频谱分析图(横轴为频率对数,纵轴为加速度的能量振级),从图中可以观察到第 8 组回旋大风下的各频段内的振级能量最大,然后是顶风向大风和平稳飞行的振动能量依次减弱。图 9 中

还揭示了直升机频段上的振动特点,主要反映的是直升机三叶螺旋桨周期转动规律,基频约 19 Hz 并以基频的整数倍(称倍频)展开,组成了直升机振动的周期信号频谱图,频谱中还伴随着直升机自身大小不等的共振频率和一些小的扰动。根据倍频分布规律,推断直升机悬翼转速为 380~390 转/分钟之间,但是小松鼠 B3 螺旋桨转速较低,基频起点低,所以倍频分布最为密集。

图 10、11 分别代表减振后振动加速度水平和减振系统的振动传递率水平。图 10 中,减振后振级能量还是第 8 组、第 4 组和第 1 组依次减弱,频谱峰值处基本与图 9 一致,从 10 Hz 开始有减振效果并随

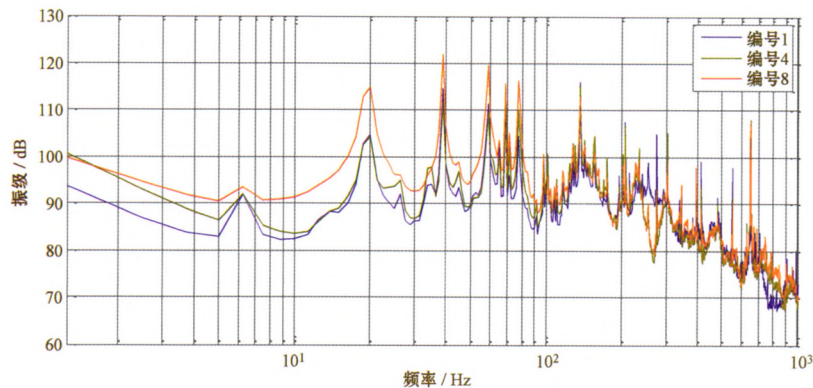


图9 平飞时编号 1、4、8 减振前 Z 方向加速度频谱分布

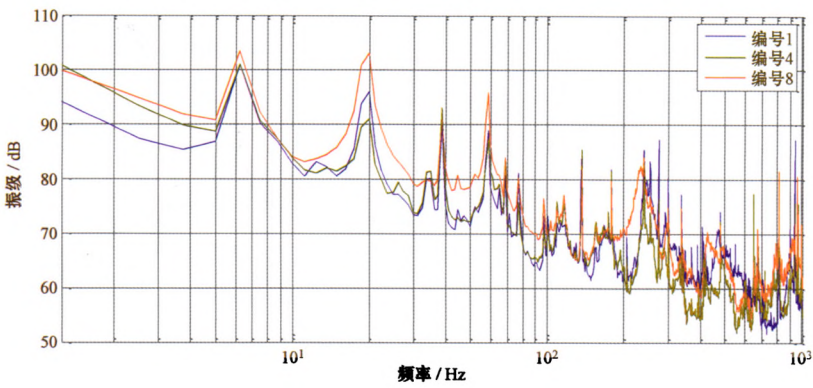


图10 平飞时编号 1、4、8 减振后 Z 方向加速度频谱分布

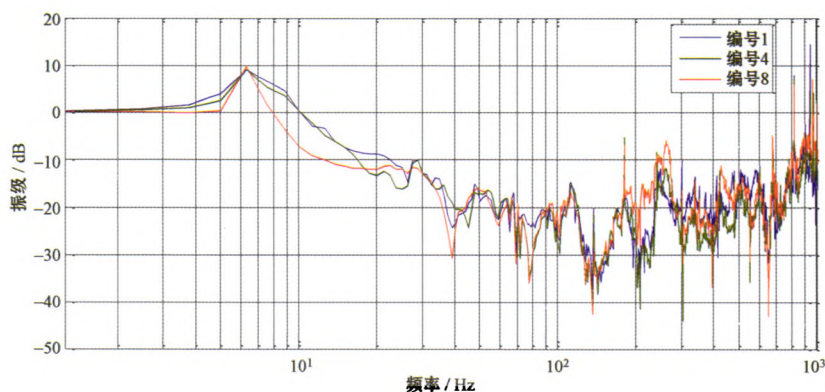


图 11 平飞时编号 1、4、8 隔振传递率

频率的增加依次增强,振级下降达到 20 dB 处即能量衰减了 10 倍。图 11 中,第 8 组数据的振动传递率水平在 150 Hz 以内的低频段要好于第 1、4 组,但 150 Hz 以后的高频段明显要次于第 1、4 组。第 1、4 组低频段内的振动传递率水平相当,第 4 组在高频段减振要好于第 1 组。通过表 1 减振前、后的有效值能量计算,减振系统在第 1、4、8 的数据上分析得出隔振效率分别为 84.9%,88.8%和 86.6%,这几组平飞数据的减振效果大体相当。

4.2 平飞、爬坡和下降时振动传递率对比分析

从 19 架次中挑选出了平飞第 8 组、爬坡第 5 组和下降第 5 组,来自同一架次的振动数据作为多个飞行状态下的分析典型。从表 1 中可以看出这几组数据在各自的飞行状态中,振动加速度偏大。从图 12 中可以看出这几个飞行状态的振动能量依次降低的顺序为下降、平飞和爬坡上升和表 1、2 中的有效值吻合。图中下降状态的振动数据存在很多倍频的峰值和小的共振带,致使整个频段加速度过大,而平飞和下降状态不存在这种现象。

图 13 中,下降状态在减振后的振动能量仍然最大,丰富的倍频峰值基本被保留,但也过滤了部分的

振动峰值。图中还可以看出在 150 Hz 低频段内,下降状态的振动能量略大于平飞和下降,平飞又大于下降状态;在高频段内,下降状态依然保持振动能量最强,而平飞和下降状态图中不好做出判断。

图 14 为减振系统在这几种飞行状态下的振动传递率水平。在 300 Hz 以内,下降状态的减振效果要优于平飞和上升状态,而平飞和上升图中相当。在 300 Hz 以上,上升状态减振效果稍差外,平飞和下降图中显示相当。减振系统在这几种状态下,截止频率都优于 10 Hz。

通过振动传递率的频谱图展示,可以直观观察到振动数据在各频段内具体的加速度能量分布和对应的隔振传递率分布情况,但不足的是减振效果不能量化。表 3、图 15 中,有效值样本数据通过换算进行隔振效率统计,统计图中显示平飞状态的减振效果相对较好,它的样本隔振效率平均值为 84.9%,下降状态的平均值为 84.0%,爬坡上升状态的平均值为 74.2%;分别对应的减振系统隔振传递率水平,平飞时达到 -16.46 dB,下降时达到 -15.89 dB,爬坡上升时达到 -11.69 dB。

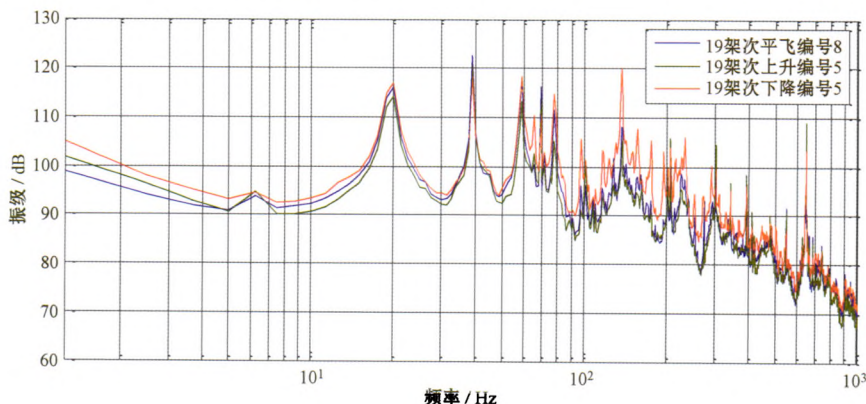


图 12 平飞、上升和下降时减振前 z 方向加速度频谱分布

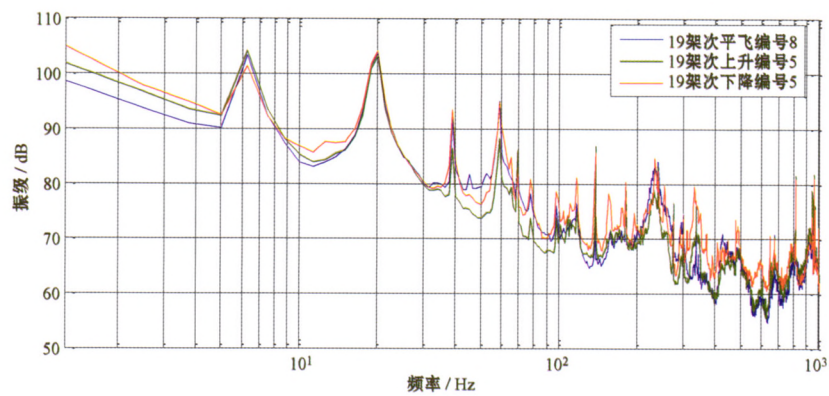


图 13 平飞、上升和下降时减振后 z 方向加速度频谱分布

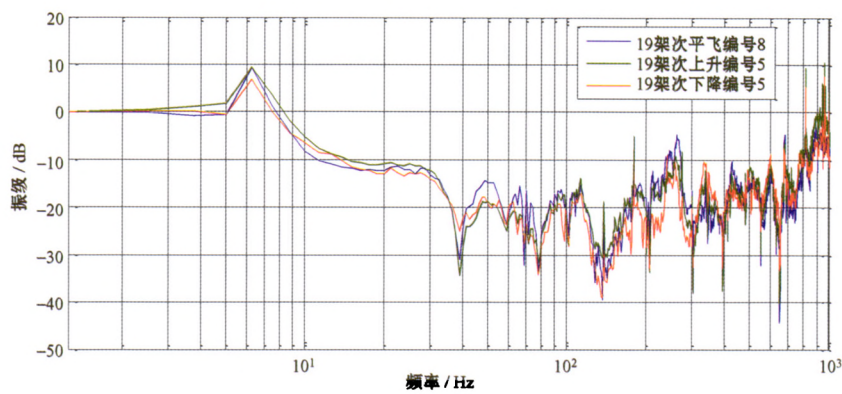


图 14 平飞、上升和下降时对应的隔振传递率

表 3 直升机 Z 方向减振前、后振动传递率隔振统计

飞行状态	测点编号	减振前有效值 m/s^2	减振前有效值 m/s^2	减振前振级 dB	减振后振级 dB	振动传递率隔振 dB	隔振效率 %
平飞	1	1.46	0.22	123.29	106.85	-16.44	84.9
	2	1.49	0.23	123.46	107.23	-16.23	84.6
	3	2.12	0.33	126.53	110.37	-16.16	84.4
	4	2.05	0.23	126.24	107.23	-19.00	88.8
	5	1.54	0.25	123.75	107.96	-15.79	83.8
	6	1.99	0.23	125.98	107.23	-18.74	88.4
	7	2.04	0.46	126.19	113.26	-12.94	77.6
	8	2.54	0.34	128.10	110.63	-17.47	86.6
	均值	1.90	0.29	125.59	109.13	-16.46	84.9
上升	1	1.30	0.35	122.28	110.88	-11.40	73.1
	2	1.36	0.32	122.67	110.10	-12.57	76.5
	3	1.52	0.35	123.64	110.88	-12.76	77.0
	4	2.01	0.72	126.06	117.15	-8.92	64.2
	5	1.95	0.38	125.80	111.60	-14.21	80.5
	均值	1.63	0.42	124.23	112.55	-11.69	74.2
下降	1	2.79	0.37	128.91	111.36	-17.55	86.7
	2	2.58	0.32	128.23	110.10	-18.13	87.6
	3	2.85	0.62	129.10	115.85	-13.25	78.3
	4	2.89	0.48	129.22	113.62	-15.59	83.4
	5	2.78	0.44	128.88	112.87	-16.01	84.2
	均值	2.78	0.45	128.87	112.99	-15.89	84.0

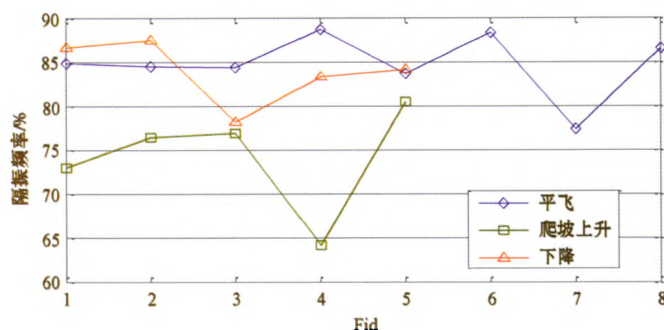


图 15 平飞、上升和下降时样本对应的隔振效率统计

5 结论

对直升机航空重力减振系统在减振前、后进行振动加速度测试,获得平飞、爬坡上升和下降状态的多组试验数据。经幅域统计和振动传递率分析,获得如下结论:① 减振前上升状态的振动能量略小于平飞,而下降时的振动能量最大,并比前两种状态大了许多;② 减振后平飞、上升和下降状态的振动能量逐级递增;③ 顶风、回旋风会增加对减振前在平飞、下降时的振动能量,同时也增加了减振后的振动能量;④ 减振系统的隔振效率,平飞略优于下降状态,前两个飞行状态远优于上升状态,隔振效率受到大风等气候的影响不明显;⑤ 平飞时最好的隔振效率为 88.8%,减振系统的隔振传递率水平达到-19.0 dB;⑥ 直升机航空重力减振系统的截止频率要好于 10 Hz,优于固定翼航空重力减振系统的截止频率 15 Hz;⑦ 直升机平台的振动水平总体比固定翼平台大了约 0.5 m/s^2 ,减振系统的减振效果直升机不如固定翼平台,主要原因是低高度沿地面起伏飞行,但也

不排除小松鼠 B3 直升机的振动量本身存在偏大的可能性。

参考文献:

- [1] Olson D. GT-1A and GT-2A airborne gravimeters: Improvements in design, and processing from 2003 to 2010 [J]. Airborne Gravity, 2010: 152 - 171.
- [2] 张开东. 基于 SINS_DGPS 的航空重力测量方法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2007: 39.
- [3] 屈进红, 周锡华, 姜作喜, 等. 减振技术在航空重力测量系统中的应用 [C] // 中国地球物理第 29 届年会论文集, 2013: 573 - 574.
- [4] 李德葆, 陆秋海. 工程振动试验分析 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [5] 朱石坚, 楼京俊, 何其伟, 等. 振动理论与隔振技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [6] 谷爱军, 张宏亮. 钢弹簧浮置板轨道结构在不同频段的隔振效率 [J]. 噪声与振动控制, 2010(1): 39 - 42.
- [7] 王光, 董邦宜. 小中间质量双层隔振试验研究 [J]. 噪声与振动控制, 1989(4): 38 - 43.
- [8] 屈进红, 周锡华, 李冰, 等. 航空重力减振系统振动测试与分析 [J]. 物探与化探, 2012, 36(6): 960 - 965.

Testing and analysis for GT-2A airborne gravimeter vibration reduction system in a helicopter

QU Jin-Hong^{1,2}, ZHOU Xi-Hua^{1,2}, GENG Seng-Bo¹, DUAN Le-Ying^{1,2}, DENG Xiao-Dan^{1,2}

(1. China Aero Geophysical Survey and Remote Sensing Center for Land and Resources, Beijing 100083, China; 2. Key Laboratory of Airborne Geophysics and Remote Sensing Geology, Ministry of Land and Resources, Beijing 100083, China)

Abstract: China's first high-resolution helicopter airborne gravity measuring task adopted low-speed and low-altitude on drape flight. Airborne gravity vibration reduction system is faced with the new helicopter flight platform and flight environment, and a lot of problems concerning the damping system should be resolved. Therefore, the authors conducted data collection and testing for the helicopter airborne gravity vibration reduction system, and the test results obtained can provide the reference basis for the future airborne gravity vibration system design, installation and monitoring.

Key words: high resolution; airborne gravity; helicopter; vibration reduction system; vibration acceleration

作者简介: 屈进红(1981-),男,江苏无锡人,工程师,2007年毕业于成都理工大学地球物理系固体地球物理学专业,现主要从事航空地球物理探测技术、数据处理及相关技术的应用研究工作。