

文章编号: 1006-1355(2014)01-0052-05

直升机桅杆式稳瞄具振动环境测试分析

胥青青, 纪明, 赵创社, 杨光, 王生让, 柯诗剑

(西安应用光学研究所, 西安 710065)

摘要: 对某直升机桅杆式稳瞄具振动环境进行实际测试, 设计体积重量与真实稳瞄具完全相同的模拟件和测试设备(IMU)。分别进行25 m悬停和160 km/h前飞条件下的测试飞行, 测试结果表明25 m悬停状态下, 振动最小; 随着前飞速度增加, 振动加剧; 测试结果还表明振动环境中不但存在线振动, 而且也存在角扰动。测试结果对稳瞄具的前期设计和地面试验提供准确的原始输入数据。

关键词: 振动与波; 桅杆式稳瞄具; 直升机; 惯性测量单元

中图分类号: TB52; TJ85

文献标识码: A

DOI编码: 10.3969/j.issn.1006-1355.2014.01.013

Test and Analysis of Vibration Environment of Helicopter's Mast Mounted Sight

XU Qing-qing, JI Ming, ZHAO Chuang-she,
YANG Guang, WANG Sheng-rang, KE Shi-jian

(Xi'an Institute of Applied Optics, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to test the vibration environment of helicopter's mast mounted sight (MMS), the test equipment IMS (inertia measurement unit) and the MMS model which have the same size and weight as the real MMS are designed. Tests of 25 m hovering flight, 120 km/h forward flight and 160km/h forward flight for the helicopter are conducted. The results show that vibration of the MMS model is the smallest in 25 m hovering flight state. With the forward speed increasing, the vibration is intensified. There exist both line vibration and angle vibration in the vibration environment of the MMS. The results have supplied the primary input data for preliminary design and ground test of the MMS.

Key words: vibration and wave; mast mounted sight(MMS); helicopter; inertia measurement unit (IMU)

世界各个军事强国从上世纪70年代就已开始研制直升机桅杆式稳瞄具。虎式直升机是由德国和法国联合研制, 如图1所示, 该机装有桅杆式旋翼主轴瞄准具, 内装有电视、前视红外、激光测距等装置。美国贝尔公司研制的OH-58 D型双座轻型侦察直升机, 如图2所示, OH-58 D的瞄准具也安装在桅杆顶上, 该瞄准具含有电视摄影机, 热像仪和激光测距/目标照射器, 同时具有稳定装置。

与传统的稳瞄具相比, 桅杆式稳瞄具具有明显的优势, 安装在整架直升机的最高点, 因此能提供非常好的视野, 可使直升机躲在隐蔽物后方, 伸出瞄准



图1 德法“虎”式直升机

收稿日期: 2013-04-20

作者简介: 胥青青(1981-), 男, 陕西省凤翔县人, 博士研究生, 目前从事机载光电稳瞄伺服控制系统设计和瞄准线高精度稳定技术研究。

E-mail: 9001444@QQ.com

具观测, 这样大大降低了被对方发现的几率, 提高了战时的生存能力。桅杆式稳瞄具使载机能够看得更远、瞄得更准, 从而提高直升机的机动打击能力和侦察探测能力, 进一步实现“先敌发现、先敌认知、先敌决策、先敌开火、先敌摧毁”^[1]。



图2 美国OH-58D直升机

桅杆式稳瞄具在我国研究起步较晚,公开文献^[2]以直X型机为平台,研究了桅杆式瞄准具对直升机振动的影响,但是直升机主振频率、振动量级和谱形由于直升机类型的不同变化很大,即使是同一类直升机,由于振源的位置和强度不同及结构几何形状和刚度的不同,变化也很大。所以,应通过实测来获得详尽真实的振动数据。

本文首先介绍了整体稳定的原理,推导了振动传导和耦合的基本公式,针对直升机桅杆顶部的特殊振动环境,设计了专用的振动环境测试设备,最后给出了测试结果。

1 整体稳定原理

经典整体稳定速率稳定回路如图1所示,由图1可知,影响瞄准线稳定的主要因素是扰动力矩 M_d 。由于受到原理限制,整体稳定的速率稳定回路的带宽是有限的,通常只能达到20~30 Hz,因而速率稳定回路的隔离度只能是一个有限值。对于线性定常系统来说,确定的输入必然会得到确定的输出,扰动 M_d 的大小直接决定瞄准线的稳定程度。因此,准确知道扰动 M_d 的幅值和频谱特性,对于速率稳定回路的静态设计和动态综合具有指导意义,同样能够保证地面试验的准确性。

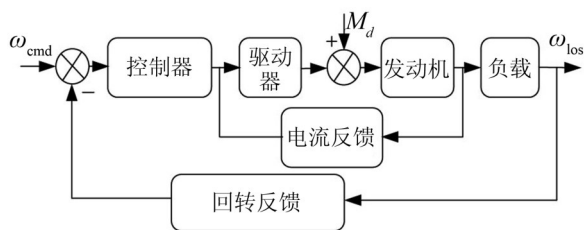


图1 稳定回路模型

2 基座振动影响分析

诸多文献^[3-5]显示,载机振动是造成稳瞄具稳定精度下降的主要因素,剧烈的振动直接影响机载光电设备的成像质量。在各种复杂条件下,比如发动机振动、姿态调整、载机大机动等,振动量级会显著增加,振动环境不但包括线振动,而且也存在较大幅度的角扰动^[6,7]。因此,需要对这两种扰动均进行分析。

典型的整体稳定式稳瞄具结构简化框图如图2所示。稳瞄具光具座安装在两轴结构框架上,光学传感器和速率陀螺均安装在光具座上,速率陀螺敏感轴和光轴同轴。以光具座的中心为坐标原点建立坐标系OXYZ, X轴和瞄准线同轴, Y为俯仰轴, Z为方位轴,质心在图2所示 m_0 位置,坐标为 (x_0, y_0, z_0) 。此时光具座显然是一个力不平衡系统,假设系统只有 x 方向线振动时,光具座本身没有振动,光具座的振动也只是由基座传给光具座的线振动,设基座受到的振动为。

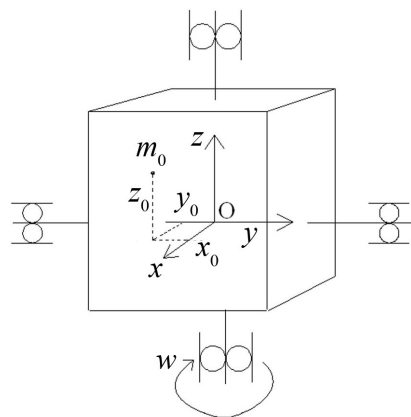


图2 结构简化框图

$x = A \cos \omega t$, 基座传给内环的振动加速度为:
 $a_x = A\omega^2 \cos \omega t$, 光具座所受的力矩为

$$\vec{M} = \iiint m_{xyz} \vec{a}_{xyz} \times \vec{l}_{xyz} =$$

$$\iiint \rho_{xyz} \vec{a}_x \times \vec{l}_{xyz} dx dy dz =$$

$$\iiint \rho_{xyz} \vec{a}_x \times (\vec{l}_x + \vec{l}_y + \vec{l}_z) dx dy dz =$$

$$\iiint \rho_{xyz} (\vec{a}_x \times \vec{l}_x + \vec{a}_x \times \vec{l}_y + \vec{a}_x \times \vec{l}_z) dx dy dz$$

其中: m 为质量, ρ 为密度系数, l 为各质量离质心的位置向量。

因为加速度方向为 x 方向,与 l_x 方向平行,与 l_y 和 l_z 方向均相差 90° ,并由质心的定义以及矢量运算可得,光具座所受力矩为:

$$\begin{aligned}\vec{M} &= \iiint \rho_{xyz} (\vec{a}_x \times \vec{l}_y + \vec{a}_y \times \vec{l}_x) dx dy dz = \\ &\iiint \rho_{xyz} \vec{a}_x \times \vec{l}_y dx dy dz + \iiint \rho_{xyz} \vec{a}_y \times \vec{l}_x dx dy dz = \\ &a_x \iiint \rho_{xyz} l_y dx dy dz + a_y \iiint \rho_{xyz} l_x dx dy dz = \\ &a_x m_0 y_0 + a_y m_0 x_0\end{aligned}$$

该力矩在方位方向的分量为: $a_x m_0 z_0$, 在俯仰方向的分量为: $a_x m_0 y_0$, 该力矩使得光具座的方位与俯仰两方向均有一定的角加速度, 其中:

方位方向的角加速度为

$$\beta_{\text{俯仰}} = \frac{a_x m_0 z_0}{I_{\text{俯仰}}} = \frac{m_0 z_0 A \omega^2 \cos \omega t}{I_{\text{俯仰}}}$$

俯仰方向的角加速度为

$$\beta_{\text{方位}} = \frac{a_x m_0 y_0}{I_{\text{方位}}} = \frac{m_0 y_0 A \omega^2 \cos \omega t}{I_{\text{方位}}}$$

其中 $I_{\text{俯仰}}$ 为俯仰方向的转动惯量, $I_{\text{方位}}$ 为方位方向的转动惯量。

稳瞄具的另外一个主要扰动源是轴系的摩擦力^[8], 基座的角扰动主要通过摩擦力传导到光具座, 摩擦是一种复杂的、非线性的、具有不确定性的自然现象。对于稳瞄具速率稳定回路而言, 相对运动的过程中必然存在摩擦, 而大部分摩擦力产生于轴承, 摩擦力矩的实际特性如图3所示。在 $\omega = 0$ 附近 ($0 < \omega < \omega_a$) 斜率 $\partial M / \partial \omega < 0$, 静摩擦力矩 M_c 最大; 当 $\omega_a < \omega < \omega_c$ 时 $\partial M / \partial \omega > 0$, 摩擦力减小; 当 $\omega > \omega_c$ 时 $\partial M / \partial \omega \approx 0$, 摩擦力转变为稳定的动摩擦。对图2所示的框架而言, 当基座有角振动时, 摩擦力直接以扰动力矩的形式作用于光具座, 必然会引起瞄准线的抖动。

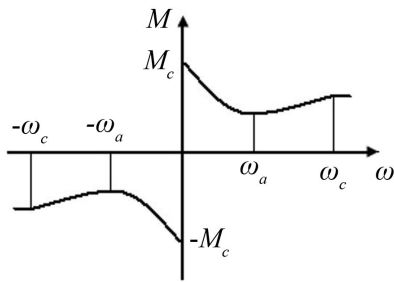


图3 摩擦模型

由以上分析可知, 基座的线振动和角振动均引起了瞄准线的抖动, 对于稳瞄具控制系统而言, 直接影响系统稳定精度。

3 测试装置

针对载机线振动和角振动的测试要求, 所选的测试装置必须同时具备测量3轴线振动和3轴角振

动的能力。因此, 选用高精度的IMU作为测试装置的核心传感器。IMU可用于测试载体静止和运动过程中的复杂的三维运动信息, 提供载体的三维速度、角速度和线加速度等信息。测试模拟件的设计遵循和真实稳瞄具同体积、同重量的原则, 测试设备经过调整, 保证和瞄准线指向一致。测试模拟件通过过度件和直升机桅杆相连, 模拟件的安装零位和机轴保持一致, IMU安装模拟件内部的安装关系如图4所示。过度件一端和载机相连, 另外一端坐装模拟件, 过度件高度可以根据不同应用进行相应的调整。测试设备(IMU)具有相互正交的三个敏感轴, X向为模拟件俯仰轴, Y向为模拟件横滚轴, Z向为模拟件方位轴。测试设备的控制解算箱安装在飞机机舱内部, 实时记录飞行过程中的数据。

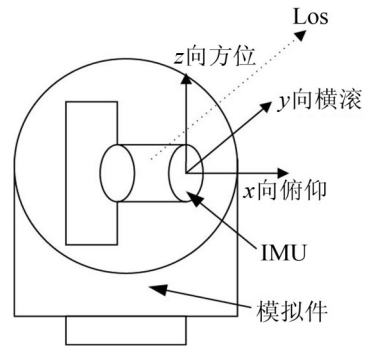


图4 IMU安装位置

3.1 测试设备组成

该测试设备由惯性测量单元(IMU)、控制解算箱和数据处理软件三部分组成。IMU包括三轴正交安装的高精度光纤、石英加速度计和处理电路等。控制解算箱包括实时数据存储设备、二次电源。系统处理软件可以显示采集的数据, 并进行统计分析, 包括数据平均值、和、标准差、最大值、最小值、方差、极差、均方根(RMS)分析计算, 也可以实现用FFT对数据进行频谱特性分析等, 同时能够显示和保存分析结果。测试设备组成图如图5所示。

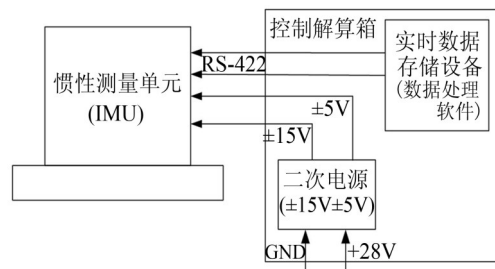


图5 测试设备组成组成图

3.2 IMU技术指标

IMU采用三轴加速度计测量载体线加速度,技术指标如表1所示,采用三轴光纤陀螺,用于测量载体的三维角速度,技术指标如表2所示。

4 测试结果

直升机最主要的振源来自旋翼和尾桨系统。这些振源的振动频率相对较低,可通过机身传到机体的各个部位,形成独特的以周期振动为主,并叠加有较低宽带随机振动的振动环境^[9-11]。所以直升机振动环境的特点是在较宽的随机频谱上叠加了很大的振动峰值,所以需要对其做频谱分析,以确定其主要振动频率点和其幅值。进行了25 m悬停和160 km/h前飞测试。图6为载机160 km/h平飞状态下方位陀螺测试结果,通过FFT变化后其主要角扰动频率为6、12和24 Hz,扰动幅值分别为0.7、3.8和4.26(°/s)。图7为载机160 km/h平飞状态下X向线加速度

表1 加速度计技术指标

量程		±40 g
加速度计性能参数	标度因数	1.05 ± 0.15 mA/g
	标度因数月稳定性	<100 ppm
	偏值	<7 mg
	偏值月稳定性	<300 ug
	2阶非线性系数	<2.0 × 10 ⁻⁵ g/g ²
	交流噪声	<10 uA
	标度因数温度系数	<100 PPm/°C
偏值温度系数		<100 ug/°C

表2 光纤陀螺技术指标

陀螺性能参数	室温零偏稳定性	<1°/h
	室温零偏重复性	<1°/h
	室温标度因数重复性	≤150 ppm
	室温标度因数非线性	≤100 ppm
	随机游走系数	<0.05 °/h ^{1/2}
	阈值	<0.2 °/s
	全温范围零偏稳定性	<2°/h
	最大角速率	700 °/s
	带宽	400 Hz

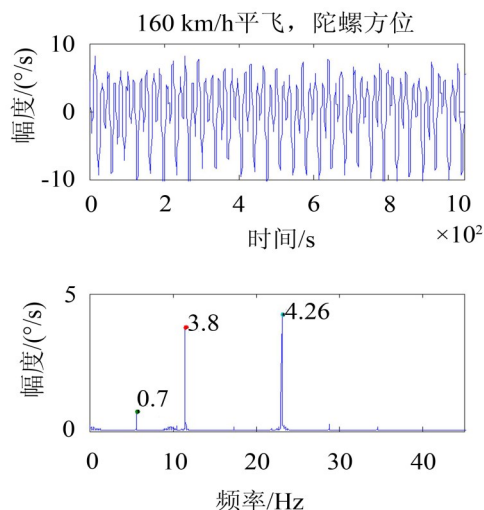


图6 160 Km/h平飞角速度测试结果

测试结果,其主要线振动频率也为6、12和24 Hz,振动幅值分别为0.05、0.478和0.539(g)。

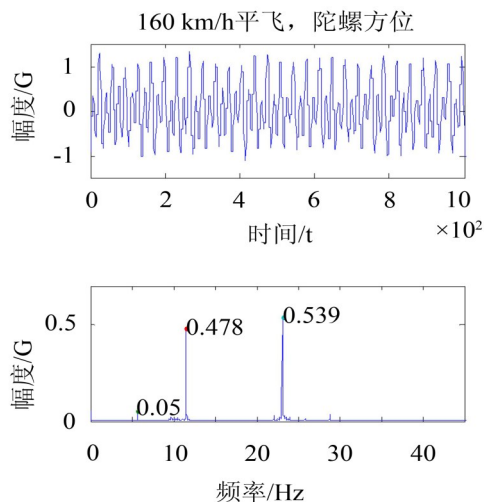


图7 160 km/h平飞线加速度测试结果

图8载机25 m悬停状态下方位陀螺测试结果,主要角扰动频率为6、12和24 Hz,扰动幅值分别为0.23、0.15和0.28(°/s)。图9载机25 m悬停状态下X向线加速度测试结果,主要角扰动频率为6、12和24 Hz,扰动幅值分别为0.017、0.034和0.096(g)。

在图5、6、7、8中,除6、12和24 Hz以外,其他频率区间角扰动和线振动的幅值均很小,可理解为随机振动,所以各种飞行状态下的测试数据主要振幅均集中在6、12和24 Hz。

对比图5、6、7、8可知,25 m悬停状态下,定频振动较160 km/h前飞状态小近一个数量级;160 km/h前飞各数据明显增大加大,主要是由于发动机转速增加引起;25 m悬停状态较前飞状态低频扰动更丰富。

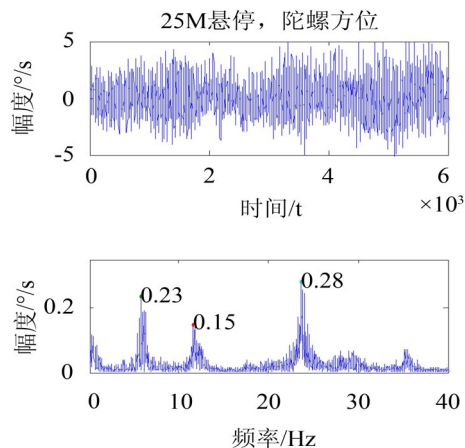


图8 悬停角速度测试结果

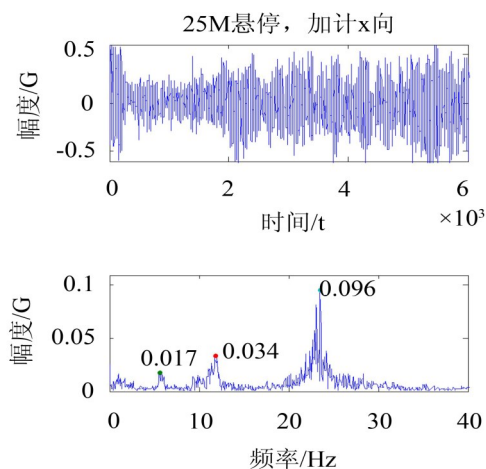


图9 悬停线加速度测试结果

以上仅对定频幅值进行了对比,载机的随机振动也是一个不可忽略的因素,图10给出了25 m悬停和160 km/h前飞状态下X向加计数据。由图可知,受到载机影响,50 Hz以下随机幅值较大。50~150 Hz之间均小于4 m g。150 Hz以后有所放大。

5 结语

本文通过测试获得了某直升机桅杆式稳瞄具的装机环境,为稳瞄具的前期设计,静态仿真提供了正确的输入,在后期的地面试验优选最苛刻的试验条件,使得地面试验条件与实际装机工作状态一致,保证了地面试验结果的真实性。

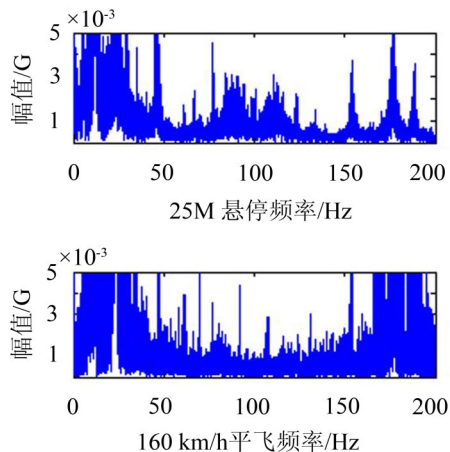


图10 随机振动测试结果

参考文献:

- [1] 纪明, 许培忠, 徐飞飞. 武装直升机光电系统发展与对策[J]. 应用光学, 2011.
- [2] 王苻卫, 诸德超, 孙东红. 桅杆式瞄准具对直升机振动的影响[C]. 第八届全国振动理论及应用学术会议论文集. 上海, 2003.
- [3] O'Donnell E. Image steadiness. A critical factor in system performance[J]. SPIE, 1987, 762(5).
- [4] 舒陶, 任宏光, 陈祖金. 机载光电设备减振机构的振动分析及实现[J]. 航空兵器, 2007.
- [5] 陈凯, 项能全, 刘建东. 动载光电平台的振动控制及模态分析[J]. 机械工程师, 2010.
- [6] 贾平, 张葆. 航空光电侦察平台关键技术及其发展[J]. 光学精密工程, 2003, 2.
- [7] 安源, 许晖, 金光, 等. 动载体光电平台角振动隔振设计[J]. 半导体光电, 2006, 10.
- [8] 张璟玥, 纪明, 王惠林. 机载稳瞄控制系统模型及仿真分析[J]. 应用光学, 2006, 27(6): 492-497.
- [9] 孙东红, 郭光海, 凌爱民. 直升机振动环境与机载设备振动环境试验若干问题的探讨[J]. 航空标准化与质量, 2004, 4: 47-49.
- [10] 尹春望, 童国荣. 直升机振动水平控制技术途径探讨[J]. 直升机技术, 2009, 04.
- [11] 程金送, 许宁. 黑鹰直升机振动水平测试分析[C]. 第二十届(2004)全国直升机年会论文, 2004, 4.