

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.02.030

基于随机振动的线束装配拉力计算方法

裴龙涛, 闫静, 陆珊珊, 张忆鑫

(南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了提高飞机线束在机上装配的可靠性, 确保用电设备之间正常的互联作用, 设计一种检验线束装配牢固的拉力计算方法。通过 3 个正交方向上的随机振动试验获取线束的响应加速度特征, 结合线束在振动过程中的受力模型提出一种基于加速度方均根值的拉力计算方法, 并利用搭建的线束拉脱力试验平台, 验证了该方法的可行性。

关键词: 线束装配; 拉力计算; 卡箍; 随机振动; 加速度方均根

中图分类号: V24 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2024)02-0144-04

Calculation Method of Wire Harness Assembly Tension Based on Random Vibration

PEI Longtao, YAN Jing, LU Shanshan, ZHANG Yixin

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the reliability of aircraft harness assembly and ensure the normal interconnection between electrical equipment, a force calculation method for inspection harness assembly inspection is designed. The response acceleration characteristics of wire harness are obtained through random vibration tests in three orthogonal directions, and in combination with the force model of wire harness in the vibration process, a force calculation method based on the root mean square value of acceleration is proposed, and its feasibility is verified by the constructed wire harness pull off force test platform.

Keywords: cable harness assembly; pulling force calculation; clamp; random vibration; root mean square of acceleration

0 引言

随着飞机电气化程度的增强, 用电设备之间各项功能的实现与互联都要通过机上敷设的线束来实现。在经历过由飞机线束故障引发的航空灾害后, 美国联邦航空安全局于 2007 年首次将电气线路互联系统 (electrical wiring interconnection system, EWIS) 作为一个单独的部分进行解释说明。此后民航局在 2011 年 CCAR-25-R4^[1] 部修订版中引入了此概念的相关标准和要求, 用于对飞机线路互联系统的解释和规定。线束作为 EWIS 的主要组成部分, 在机上安装的可靠性对日常的功能实现有着重要的作用^[2]。线束的安装和固定主要是通过带垫金属卡箍上的螺栓连接固定在飞机结构上^[3]。目前对于此类带垫金属卡箍的研究主要集中在分类和选型上。郑敏等^[4]介绍了常见航空卡箍的分类及使用情况, 分析了固定类卡箍的选用原则。王丹等^[5]针对航空带垫金属卡箍的选用问题, 提出了基于构型和材料两方面的选用建议。

关于此类航空卡箍的分类和选型研究已逐渐成熟, 但在线束与卡箍装配方面的研究较少, 特别

是对于线束在卡箍内装配可靠性问题目前没有一个较好的解决方法。美国国防部 MIL-HDBK-522A^[6]、MIL-W-50881G^[7] 以及 SAE-AIR6808^[8] 标准文件中对线束与金属带垫卡箍的装配检验要求中提出, 线束在卡箍中的装配可靠性需要通过在线束端施加轴向拉力的方式来检验, 如线束在一定轴向力下不会从卡箍中滑出, 则线束在卡箍内固定合适。线束在卡箍内轴向移动的原因来源于振动。该文件中并没有给出此轴向力的计算表达式, 对于实际线束的检验指导仍存在困难。为此, 本研究在随机振动试验的基础上, 提出了检验线束在卡箍内装配可靠性的方法, 给出了轴向力的计算表达式, 可为机上线束的装配检验提供参考。

1 线束与卡箍装配的随机振动试验

线束装配所用卡箍结构主要由两部分组成: 橡胶衬垫 (A) 和金属箍带 (B), 衬垫上的楔形块 (C) 使得卡箍内缘呈现圆形, 可以提高线束与卡箍的接触面积, 同时防止异物进入卡箍内, 如图 1(a) 所示。将一定直径的线束放置在卡箍内, 通过螺栓连接使带有螺栓孔的箍带耳片贴合, 从

基金项目: 国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金项目 (SAMC13-JS-15-024)

第一作者简介: 裴龙涛 (1996—), 男, 河南林州人, 硕士研究生, 研究方向为飞机线束装配, pltxglearn@163.com。

而实现线束的安装固定,如图 1(b)所示。

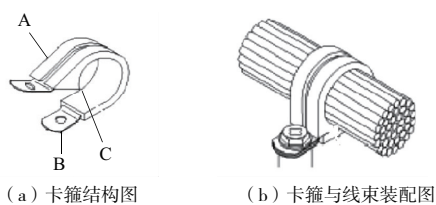


图 1 卡箍及线束装配结构示意图

1.1 振动试验的条件设置

图 2 为试验参考谱,频带范围为 15~2 000 Hz,加速度方均根值为 1.91g。在给定参考谱下,通过三轴向振动台分别对线束与卡箍的装配体进行 x 、 y 和 z 3 个方向上的单独激励,激励时长 0.5 h。图 3 为试验过程图。

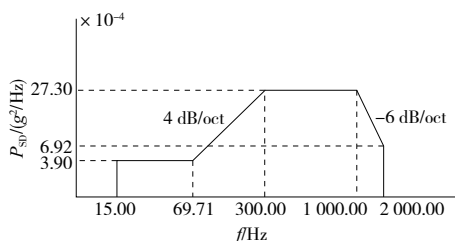


图 2 随机振动加速度试验谱

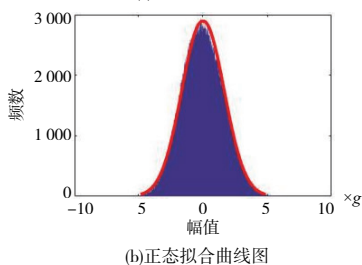
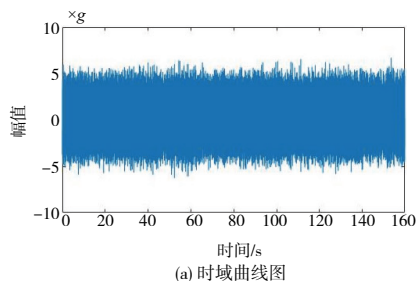


图 4 x 振动响应方向

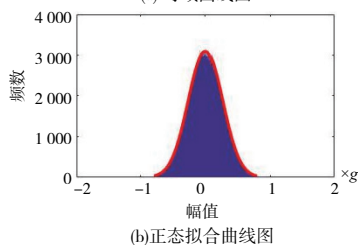
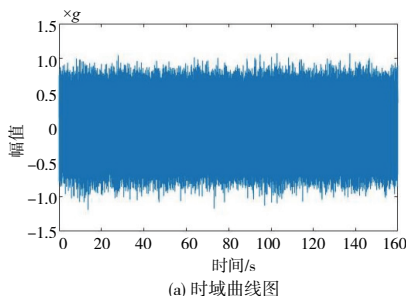


图 5 y 振动响应方向

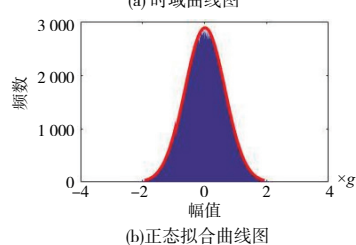
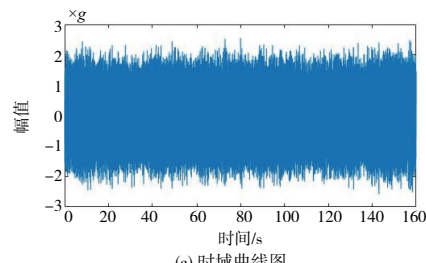


图 6 z 振动响应方向

2) 稳态性检验

随机振动的稳态性检验方法有目视检查法、方均根值检验法等。

目视检查法是通过目视的方法观察振动信号波形的时间历程,若信号波形波动很小,振动波形的峰谷变化比较均匀,就可近似认为该信号是平稳的。方均根值检验法是将振动信号不同时间样



图 3 试验过程图

1.2 随机振动试验数据的检验

随机信号分为稳态随机信号和非稳态随机信号。对稳态随机信号,统计特性不随时间发生变化,可以用有限时间长度的样本来描述整个随机振动过程;非稳态随机信号的统计量随时间发生变化,不能用统计量来量化描述随机行为。所以在分析振动数据的统计特性前,需要对振动测试中的数据进行检验^[9]。

1) 正态性检验

选取振动数据中的一段作为该随机振动下的样本,利用直方图法进行正态分布检验,图 4、图 5 和图 6 分别为 x 方向、 y 方向和 z 方向线束加速度时域曲线图和正态分布拟合图。从正态拟合曲线图中可以看出线束加速度数据服从正态分布。

本的方均根值输至一方均根表,判断不同时间样本方均根值随时间的变化情况,若变化很小,可认为该信号平稳。

这里选用方均根值检验法来检测随机信号的稳态性,将 3 个方向上的样本时域振动数据分为 10 段,各段在时间上保持连续,分别对 10 段数据计算加速度方均根值并作图,如图 7 所示。

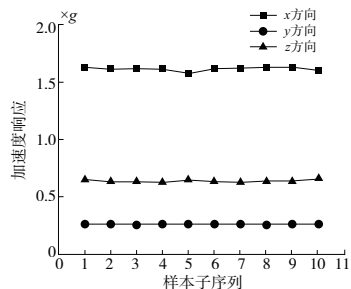


图7 不同激励方向上加速度方均根值曲线图

根据图7中各方向上的加速度方均根值变化曲线,可以看出加速度方均根数据变化比较平稳,因此可认为该随机信号属于稳态随机振动信号。

2 振动数据分析

2.1 时域分析

对于一个稳态随机振动信号,其时域统计特征量可分别由均值、方差、方均值来描述。分别计算3个方向上加速度响应数据的时域统计量,计

算结果如表1所示。

表1 3个方向上振动数据统计量

统计参数	x	y	z
均值($\times g$)	0	0	0
方差($\times g$)	2.61	0.07	0.41
方均值($\times g^2$)	2.61	0.07	0.41
方均根值($\times g$)	1.615 8	0.264	0.641 8

由表1中可以看出线束加速度响应属于均值为0的稳态随机振动,振动数据的方差值等于方均值。其中 x 方向方均根值最大, y 方向上的方均根值最小。 x 激励方向与线束轴向方向相同,线束最容易在卡箍内失效滑动的振动来自于线束轴向方向。

2.2 频域分析

随机振动的频域分析是功率谱密度函数,功率谱密度函数是自相关函数的傅里叶变化,分别对3个方向上的时域数据进行频域转换,得到各自的功率谱密度曲线图,如图8所示。

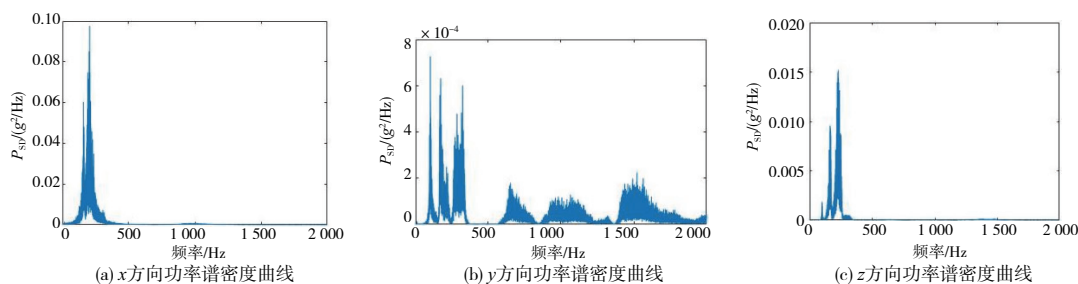


图8 不同激励方向上的功率谱密度曲线图

从图8中可以看出,功率谱密度在0~500 Hz范围内的低频部分分布比例高,高频部分比例低,线束振动能量主要集中分布在低频部分。

3 轴向拉力表达式的确定

3.1 前提假设

为了减小问题分析的复杂程度,现对其模型做出如下假设:

- 1) 线束沿卡箍轴向振动过程中不考虑线束松弛度,即不考虑线束下垂量带来的影响;
- 2) 线束内各导线具有相同的运动规律,各导线之间不存在相对运动;
- 3) 与同一线束段装配固定的两个相邻卡箍内产生的摩擦力相同。

3.2 数学计算模型

由时域加速度方均根振动数据可知,线束在卡箍轴线方向上的响应加速度方均根值最大,实

际振动过程中引起的线束惯性力也最大,所以实际工作状态下线束最易沿着卡箍轴向方向发生滑动松脱,引发卡箍固定失效。图9为线束轴向振动受力模型图,卡箍1和卡箍2分别作为线束的固定点安装在飞机结构上。

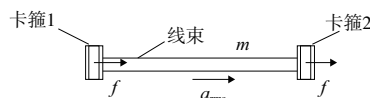


图9 线束受力模型图

线束在轴向方向的响应加速度方均根值为1.615 8g,要稍小于激励加速度方均根值1.91g,这种现象的产生主要是由于卡箍上的橡胶衬垫造成的。根据橡胶材料的减震特性,振动能量由卡箍传递到线束的过程中,一部分能量通过橡胶衬垫的减震性消耗掉了,所以线束上的加速度响应值要小于振动激励值。

通常情况下,振动试验的参考谱是已知的,即

激励的加速度方均根值是已知的。如果忽略掉衬垫的减震效果,将激励的加速度方均根值作为线束轴向响应的方均根值,即可以在非振动测试条件下获取线束响应的时域统计量,减少试验的次数,节约时间成本;同时加速度方均根值可以用来表示振动量级的大小,因此可以将随机振动下的方均根值作为线束振动惯性力下的等效加速度来计算线束在振动过程中产生的惯性力。由图 9 可知线束惯性力大小:

$$F_{a_{rms}} = ma_{rms} \quad (1)$$

要使线束在振动过程中不会产生轴向滑动,相邻卡箍内产生的摩擦力 f :

$$2f = ma_{rms} \quad (2)$$

固定一段线束上的单个卡箍内所要产生的最小摩擦力 f_{min} :

$$f_{min} = ma_{rms}/2 \quad (3)$$

该摩擦力在数值上等于静载荷条件下使线束从卡箍中滑动的轴向拉脱力。因此可以将该拉脱力的一半,即中等程度大小的拉脱力作为检验线束在卡箍内装配可靠性的轴向拉力,计算式如下:

$$F = f_{min}/2 = ma_{rms}/4 \quad (4)$$

式中: a_{rms} 为振动激励的加速度方均根值; m 为两个相邻卡箍之间的线束质量。

3.3 试验验证

线束随机振动试验谱加速度方均根值为 $1.91g$,线束重量 $3N$,代入式(4)中得轴向拉力:

$$F = \frac{ma_{rms}}{4} = 1.43 N \quad (5)$$

使用指针式推拉测力计的峰值模式测量线束刚好从卡箍内拉脱时的拉力值,测力计量程为 $100N$,最小分度值为 $0.5N$ 。试验过程中将测力计拉力端与用单个卡箍固定的线束一端相连,沿卡箍轴线方向水平缓慢拉动线束直到线束在卡箍内产生滑动,记录此时测力计的数值,如图 10 所示。为减小试验误差,重复操作 5 次,得到表 2 所示数据。

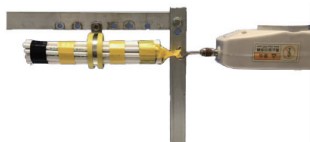


图 10 拉脱力测量图

表 2 实际拉脱力实测值 单位:N

测量记录	1	2	3	4	5
实测值	3.0	3.0	3.2	3.1	3.0

试验 5 次的平均值:

$$\frac{3.0+3.0+3.2+3.1+3.0}{5} = 3.06 N \quad (6)$$

根据线束拉脱力等于最大静摩擦力的原理,单个卡箍实际接触面内产生的最大静摩擦力:

$$f_s = 3.06 N \quad (7)$$

理论计算情况下,线束在单个卡箍内产生的最大摩擦力:

$$f_t = 2F = 2 \times 1.43 = 2.86 N \quad (8)$$

两者的相对误差:

$$\frac{|f_t - f_s|}{f_s} \times 100\% = 6.54\% \quad (9)$$

理论与实际计算误差在 10% 以内,可认为通过模型建立的拉力理论计算表达式是正确的。之后通过线束轴向拉力试验验证,在拉力 F 作用下线束在卡箍内不会产生轴向移动,即线束在卡箍内固定牢靠,证明了该方法的可行性。

4 结语

线束在机上装配质量的可靠性对于飞机的安全适航有着非常重要的作用,本文基于对线束在随机振动载荷下的响应数据分析,结合国外标准中拉力的检验方法,提出了一种用于计算线束装配条件下的中等力计算检验方法,为实际生产实践中线束在卡箍内的装配可靠性提供一种检验方法。

参考文献:

- [1] CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准 [S].
- [2] 池梁,闫静,高科,等. 基于层次模型的线束装配定位方法研究[J]. 机械制造与自动化,2019,48(3):25-28,36.
- [3] 闫静,顾嘉伟. 基于系统分离规则的线束通道研究[J]. 航空计算技术,2021,51(6):112-116.
- [4] 郑敏,王宗武,张艳,等. 航空卡箍选用装配研究[J]. 航空标准化与质量,2015(2):23-26,42.
- [5] 王丹,金鑫. 民用航空带垫金属卡箍的选用研究[J]. 中国科技信息,2016(12):69-70.
- [6] SAE International, MIL-HDBK-522A, Guidelines for inspection of aircraft electrical wiring interconnect systems[S].
- [7] SAE International, MIL-W-50881G, Wiring aerospace vehicle [S].
- [8] SAE International, SAE-AIR6808, Aerospace vehicle wiring, lessons Learned[S].
- [9] 乔新愚,肖建红,郑术力. 随机振动的描述方法及稳态检验[J]. 电子质量,2006(6):33-35.

收稿日期:2022-10-11