

飞机随机振动环境实测试验数据的归纳方法*

田永卫¹, 闫楚良¹, 张书明¹, 闫光²

(1. 北京飞机强度研究所 北京, 100083) (2. 北京信息科技大学仪器科学与光电工程学院 北京, 100192)

摘要 介绍了某机型振动环境实测概况, 结合实测数据导出后验分布类型, 以该型飞机实测数据为基础, 基于现有国军标和相关标准, 提出了以分测试区域不同状态下的振动规范谱编制归纳方法, 依据该数据归纳方法编制了该实测飞机的振动环境谱。将处理结果用于实际工程试验, 表明该方法正确合理。

关键词 振动环境实测; 随机振动; 数据处理; 数据归纳; 规范谱

中图分类号 V214.3; TH113

引言

为了验证、考核和提高我国某型飞机在振动环境下飞机结构和机载成品的安全性和可靠性, 编制恰当的振动环境谱是飞机结构疲劳损伤容限和耐久性设计或现役机种寿命评定的一个重要内容。机载设备耐振试验的目的与功能试验不同, 主要是确定机载设备在预定振动环境条件长期作用下的结构完好性^[1]。我国受条件所限, 基本上是参照美军标来制定的, 这实际上是用外国飞机的试验条件来检验中国飞机的机载设备^[2]。由于中美两国飞机技术上的差异, 在结构、强度以及飞机在使用过程中的任务剖面、环境剖面都存在很大差异, 得到的数据不是非常准确^[3]。

为提高振动环境试验与飞机实际使用剖面的近似性, 确保提出的数据归纳方法给出的数据处理结果在地面环境试验中能更真实反映飞机的振动环境条件, 需要一套根据实测振动环境数据归纳振动环境试验谱的计算归纳方法, 已有学者进行了这方面的研究^[4]。笔者结合某型飞机载荷谱测试工作, 对该型飞机多个舱位和主要结构部位进行了振动量值的飞行实测, 在取得了大量的实测数据和后期数据处理的基础上, 参考相关的数据处理标准和设计手册, 提出了综合使用剖面下依据测点区域和飞行状态的飞机随机振动环境试验数据处理与归纳方法, 供试验单位和设计单位参考使用。

1 振动环境数据实测情况概述

以某型号为例, 根据该型号飞机的结构布局特点和设备安装情况, 以电子、电气设备舱为主兼顾其他机载附件安装位置及管路, 共布置了 30 个振动测点参数(采样频率为 6 144 Hz), 包括液压管路、燃油管路、座舱、前设备舱、后设备舱、起落架舱、发动机短舱、附件机匣、机翼前缘、中央翼及垂尾等位置。在传感器安装及位置确定时, 参考了甲方的测试任务书和《军用飞机强度和刚度规范》手册振动部分。该型飞机飞行训练依据其大纲选择了典型的 9 种飞行科目, 并归为有代表性的飞行剖面。该型飞机振动环境测试选取了 50 个有效起落的飞行实测数据, 累计飞行时间为 75 h 15 min, 同时采集记录了飞行相关的状态参量, 如马赫数、高度、舵偏角、滚转角速度和大气总温等。

2 振动环境数据预处理

笔者参照 GJB/Z126-99 关于振动谱数据处理方法进行了研究, 针对可靠性试验剖面的编制需要, 依据标准对机载设备振动数据进行了归纳^[5]。

数据处理前对振动数据的平稳性、各态历经性、周期性和正态性等基本特性进行了检验^[6]。经检验, 本次实测振动数据为各态历经随机信号, 因此, 采用柯立-杜开(Cooley-Tukey)方法, 对原始数据直接进行快速傅里叶变换计算得到加速度功率谱密度。

* 国家自然科学基金资助项目(50135010)
收稿日期: 2014-06-24; 修回日期: 2014-09-25

3 振动环境数据的归纳方法

振动谱数据的归纳方法有:a. 根据归纳状态的选择原则、设备载体的类型与区域的划分原则、频段划分及归纳原则;b. 根据功率谱密度(power spectral density, 简称 PSD)数据归纳的统计容差法, 该方法根据数据样本数量和分布特性进行统计处理。下面依据以上文献, 根据实际编制振动环境谱的需要, 提出以下方法。

3.1 振动量值分布类型的确定

本次飞行试验振动参数采样频率为 $f_s = 6144$ Hz。截取一段本次飞行实测数据, 将单一测试点在所有起落中处于同一飞行状态下的单一频段数据作为一组, 该组数据可以认为是取自同一母体的随机样本值。通过简单的直方图法估计^[7-9], 结果表明测试数据近似地认为服从正态分布。图 1(a) 为发动机短舱测试点附近的时域曲线图, 后验概率分布和正态分布直方图拟合曲线分别如图 1(b) 和图 1(c) 所示。其中: 图 1(a) 为时域曲线, x 轴为采样时间序列, y 轴为振动幅值, 单位为 g ; 图 1(b) x 轴为幅值, y 轴为概率分布值; 图 1(c) x 轴为幅值, y 轴为幅值分布频次。

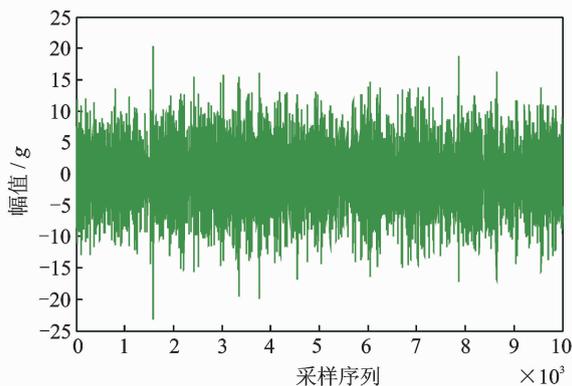
对振动谱数据进行统计归纳时, 首先要对所有测量通道和所有状态下的数据进行检验, 将属于同一集合的通道和状态进行合并, 从而形成区域集和状态集, 同时给出检验结果。依据该检验方法对实测数据处理后所得到的振动谱数据^[10]进行检验, 但结果不太理想。例如: 在同一剖面下, 不同测点所得到的振动谱数据虽然能通过检验, 但是没有给出不同测点在同一状态下的归纳方法。笔者提出了同一区域不同测点相同状态测及不同状态情况下的归纳方法。

3.2 振动数据归纳方法

依据 GJB/Z126-99, 首先, 对多个数据通道的测量数据进行参数假设检验^[11], 归并属于同一总体的数据, 形成特征样本, 按预定的置信度和分位点对各特征样本进行容差上限估计, 获得实测谱; 然后, 从有效起落中选用具有代表性起落的实测数据归纳出执行不同任务类型时, 各个测点在不同飞行阶段的振动值。

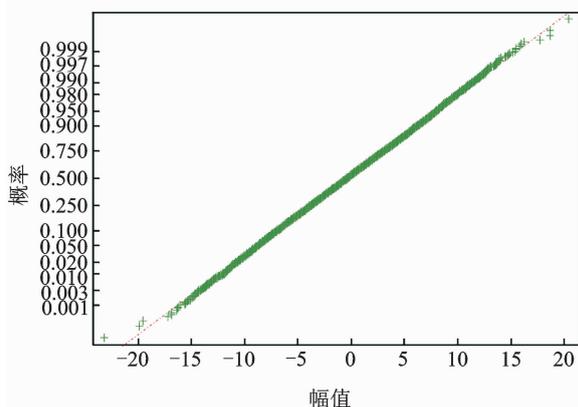
3.2.1 振动数据频段的划分

将振动谱对特征样本 $\tilde{G}_k(p, q)$, 按特征样本 PSD 沿频率轴分布情况划分频段, 相邻谱线对应的 $\sqrt{\tilde{G}_k(p, q)}$ 进行参数假设检验。将相邻属于同一总体的谱线归并在同一频段内, 形成 H_1 个频段。 h



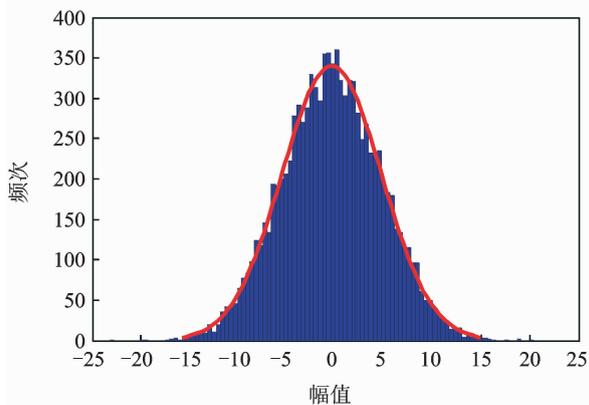
(a) 发动机短舱附近测试点时域曲线

(a) Tested point near engine nacelle time domain curve



(b) 发动机短舱附近测试点概率分布

(b) Test points near engine nacelle of probability distribution



(c) 发动机短舱附近测试点正态密度拟合曲线

(c) Engine nacelle nearby test points normal density curve fitting

图 1 发动机短舱附近实测数据概率分布验证

Fig. 1 Probability distribution validation of the measured data near engine nacelles

频段两端点的谱线号为 k_{h1}, k_{h2} ($h=1, 2, \dots, H_1$), 谱线数为 $N_h = k_{h2} - k_{h1} + 1$ 。频段内的 $\sqrt{\tilde{G}_k(p, q)}$ 近似服从正态分布。

按式(1)对特征样本 $\tilde{G}_k(p, q)$ 各谱线对应的 $\sqrt{\tilde{G}_k(p, q)}$ 进行均值 $\bar{X}_k(A)$ 方差 $S_k^2(p)$ 估计

$$\begin{cases} \bar{X}_k(p) = \frac{1}{Q_p} \sum_{q=1}^{Q_p} \sqrt{\tilde{G}_k(p,q)} \\ S_k^2(p) = \frac{1}{Q_p-1} \sum_{q=1}^{Q_p} \left[\sqrt{\tilde{G}_k(p,q)} - \bar{X}_k(p) \right]^2 \end{cases} \quad (k=1,2,\dots,N_1) \quad (1)$$

按式(2)对相邻谱线的均值 $\bar{X}_k(p)$ 与方差 $S_k^2(p)$ 计算统计量 $F_n(k,k+1)$ 和 $t_n(k,k+1)$

$$\begin{cases} F_n(k,k+1) = S_k^2(p)/S_{k+1}^2(p) \\ t_n(k,k+1) = \frac{\bar{X}_k(p) - \bar{X}_{k+1}(p)}{\sqrt{(S_k^2(p) + S_{k+1}^2(p))/Q_p}} \end{cases} \quad (k=1,2,\dots,N_1-1) \quad (2)$$

假设特征样本相邻谱线 k 和 $k+1$ 的 PSD 属于同一总体,则 $F_n(k,k+1)$ 服从自由度为 (Q_p-1, Q_p-1) 的 F 分布, $t_n(k,k+1)$ 服从自由度为 $2(Q_p-1)$ 的中心 t 分布。

在给定置信度 $(1-\alpha)$ 下,若式(3)

$$\begin{cases} F_{(Q_p-1, Q_p-1), \alpha/2} \leq F_n(k,k+1) \leq F_{(Q_p-1, Q_p-1), (1-\alpha/2)} \\ |t_n(k,k+1)| \leq t_{2(Q_p-1), (1-\alpha/2)} \end{cases} \quad (3)$$

成立,则假设成立,特征样本相邻谱线 k 和 $k+1$ 的 PSD 属于同一总体,否则不属于同一总体。

3.2.2 频段内 PSD 平直谱的估计

按式(4)对 h 频段内的数据 $\sqrt{\tilde{G}_k(p,q)}$ 进行均值 $\bar{X}_h(p)$ 和方差 $S_h^2(p)$ 估计,得到平直频段容差上限系数估计值

$$\begin{cases} \bar{X}_h(p) = \frac{1}{Q_p N_h} \sum_{q=1}^{Q_p} \sum_{k=k_{h1}}^{k_{h2}} \sqrt{\tilde{G}_k(p,q)} \\ S_h^2(p) = \frac{1}{Q_p N_h - 1} \sum_{q=1}^{Q_p} \sum_{k=k_{h1}}^{k_{h2}} (\sqrt{\tilde{G}_k(p,q)} - \bar{X}_h(p))^2 \end{cases} \quad (4)$$

按式(5)计算置信度为 $(1-\alpha)$ 、分位点为 β 的容差上限系数 F_{12}

$$F_{12} = \frac{t_{(Q_p N_h - 1), (1-\alpha)}}{\sqrt{Q_p N_h}} + Z_\beta \sqrt{\frac{Q_p N_h - 1}{\chi^2_{(Q_p N_h - 1), \alpha}}} \quad (5)$$

按式(6)计算第 p 个特征样本 $\tilde{G}_k(p,q)$ h 频段内平直谱的容差上限估计 $G_h(p)$

$$\begin{aligned} G_h(p) &= [\bar{X}_h(p) + F_{12} S_h(p)]^2 \\ (\rho &= 1, 2, \dots, P_1; h = 1, 2, \dots, H_1) \end{aligned} \quad (6)$$

3.3 不同区域振动参数状态归纳

3.3.1 测试区域的划分

根据飞机的结构特点及设备布置分布密集程度和机载成品件设备安装型式^[12],传感器布置区域主要划分为以下几个区域:机身分为 3 部分,前 1/4 区、中 1/2 区和后 1/4 区;机翼分为两部分,内 2/3 区和外 1/3 区;平尾、垂尾;发动机附近区;各典型舱及管路。

3.3.2 各测量点 95% 置信度下的功率谱包络

各测试点的功率谱归纳是对组成功率谱的各条谱线的每一条谱线值分别进行归纳处理,依据式(1)、式(2)和式(3)通过计算机编程计算,将所有飞行起落中每个测试点在相应的飞行状态下所有谱线值作为样本值提取出来。对该组样本值取 95% 置信度,在该置信度下剔除奇异点,也可以取其他置信度值的谱线值作为单个测试点归纳的最终结果,如图 2 所示右垂尾中部 z 向振动功率谱包络曲线。

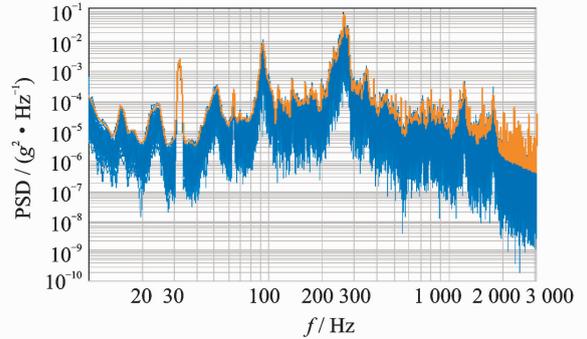


图 2 右垂尾中部 z 向振动功率谱包络曲线图

Fig. 2 Vertical tail central z to the vibration power spectrum envelope curve

3.3.3 各区域所有测量点谱型归纳

在各区域 95% 置信度下功率包络谱形^[13-14]的基础上,对各区域测点的功率谱包络值,依据式(1)、式(2)和式(3)进行第 2 次计算,描述该区域的归纳谱形。选取 2 次谱形上的特征值点,在功率谱谱形图中依次连接各特征点所得到的多折线谱形,即为归纳后的区域功率谱谱形。图 3 为发动机附近区振动功率谱的归纳谱形。

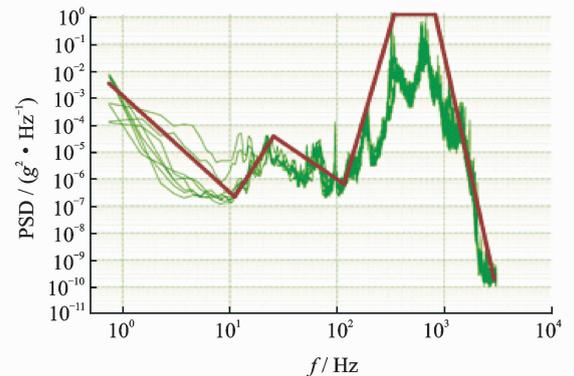


图 3 发动机附近区振动功率谱的归纳谱曲线图

Fig. 3 Vibration power spectrum district near the engine induction spectrum curve

4 随机振动条件下的振动环境谱规范估计

经过实测飞行采集的振动环境数据,对测量获

得的记录作为地面振动试验的数据基础,原始数据经过处理归纳后,按一定的指导思想编制出振动环境试验谱,即振动环境规范谱。基于实测数据计算归纳出的随机振动规范谱试验可以在试验室环境下真实地加载飞机实际使用中的振动环境。

随机振动信号是非确定信号^[15],它不能用确定的数学关系式来描述,只能通过统计学方法来描述。不能预测它未来任何瞬时的精确值,任一观测值只代表在其变动范围中可能产生的结果之一^[16-17],但其值的变化服从统计规律。一个给定的随机谱图包含了随机型号的所有信息,包括随机振动的频率范围、随机振动各个频率上的能量值及随机振动加速度总均方根值(G_{RMS})。其中 $G_{RMS} = \sqrt{S}$, S 为功率谱密度曲线与频率 f 轴所包围的面积。

4.1 随机振动加速度总均方根值的计算

1) 利用上升谱、下降谱以及平直谱计算公式计算总均方根值计算过程。上升谱、平直谱与下降谱计算公式分别如下

$$A_1 = \int_{f_a}^{f_b} W(f) df = \frac{W_b f_b}{m+1} \left[1 - \left(\frac{f_a}{f_b} \right)^{m+1} \right] \quad (7)$$

$$A_2 = W \Delta f = W(f_1 - f_2) \quad (8)$$

$$A_3 = \int_{f_1}^{f_2} W(f) df = \frac{W_1 f_1}{m-1} \left[1 - \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^{m-1} \right] \quad (9)$$

其中: $m = N/3$, N 为谱线的斜率。

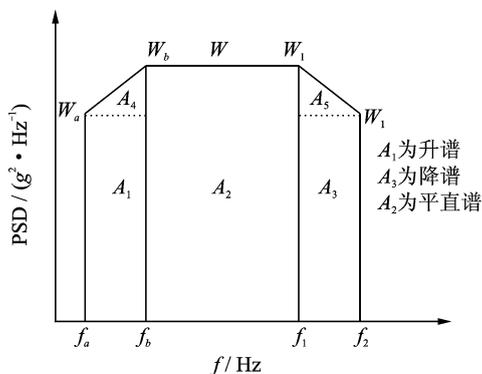


图4 规范功率谱密度曲线图

Fig. 4 Standard power spectral density curves

若 $N=3$, 则 $m=1$ 时必须采用下降谱计算公式

$$A_3 = 2.3W_1 f_1 \lg \frac{f_2}{f_1} \quad (10)$$

加速度总均方根值为

$$G_{RMS} = \sqrt{A_1 + A_2 + A_3} \quad (11)$$

2) 利用平直谱计算公式,计算加速度总均方根值。将功率谱密度曲线图划分成若干矩形和三角形,并利用上升斜率和下降斜率分别算出 W_a 和 W_2 , 然后求各个几何形状的面积与面积和,再开方求出加速度总均方根值,如图4所示各谱线包围面

积,计算公式为

$$G_{RMS} = \sqrt{A_1 + A_4 + A_2 + A_3 + A_5} \quad (12)$$

第2种计算方法的结果往往比用升降谱计算结果要大,可以作为大概估算值。

4.2 某型飞机随机振动规范谱编制

依据振动数据的计算方法归纳出计算功率谱密度,通过所提的对不同区域测试振动实测数的特点进行分析,利用式(7)~式(10)计算得到各个 W_a , W_b 和 W_1 等节点值,用直线连接得到振动环境条件随机振动规范谱 $G(p)$ 。图5和图6所示为区域34~36框中央舱内上部 y 向和 z 向振动状态集加速度谱密度,其中蓝色线为加速度谱密度经过归纳后形成的规范谱线。

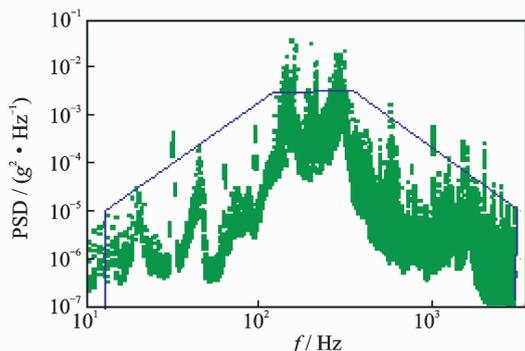


图5 全部典型起落34~36框中央舱内上部 y 向振动爬升段功率谱规范谱图

Fig. 5 Typical landing 34~36 frame central cabin climbing upper y vibration standard power spectrum

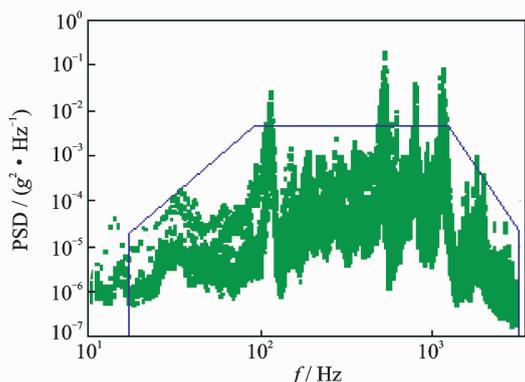


图6 全部典型起落右侧尾梁48框附近 z 向振动盘旋段的功率谱规范谱图

Fig. 6 Typical landing right tail beam frame 48 z direction vibration spiral segments of the standard power spectrum

5 结束语

通过对飞机不同部位振动环境谱数据处理与归纳

的研究,依据相关数据处理标准和设计手册,提出了综合使用剖面下依据测点区域和飞行状态的飞机随机振动环境试验数据处理与归纳的方法。依据该方法,通过本次振动环境的测试与实测数据的归纳,得到了飞机主要各测试点与飞行状态对应的振动环境数据处理结果。该方法在一定程度上避免极值包络法人为因素的影响,地面试验结果表明,可较好地满足可靠性试验剖面的编制要求,得到的规范谱真实客观。

参 考 文 献

- [1] 龚庆祥. 机载电子设备耐振试验时间的确定与合格判[J]. 应用力学学报, 2001, 18(9): 106-108.
Gong Qingxiang. Determination of vibration endurance test time and qualification criterion for airborne electronic equipment[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(9): 106-108. (in Chinese)
- [2] 章新瑞. 环境试验和可靠性试验的类型及其设计技术[J]. 环境技术, 2004, 22(3): 1-4.
Zhang Xinrui. The type of environmental test and reliability test and their design techniques[J]. Environmental Technology, 2004, 22(3): 1-4. (in Chinese)
- [3] 杨汉祥. 可靠性试验振动环境应力归纳方法的研究[J]. 航空标准化与质量, 1991(2): 31-34.
- [4] 袁宏杰, 罗敏, 姜同敏. 随机振动环境测量数据归纳方法研究[J]. 航空学报, 2007, 28: 115-117.
Yuan Hongjie, Luo Min, Jiang Tongmin. Study on inductive method for environmental measured data of random[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2007, 28: 115-117. (in Chinese)
- [5] 丰志强, 闫楚良, 张书明. 飞机机载设备振动环境谱的数据处理与编制[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 289-293.
Feng Zhiqiang, Yan Chuliang, Zhang Shuming. Data processing and compilation of vibration environmental spectrum for aircraft airborne equipment [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 289-293. (in Chinese)
- [6] 穆立茂, 黄海英, 张靖, 等. 车载物资振动环境谱的数据处理与归纳[J]. 装备环境工程, 2010, 7(1): 75-77.
Mu Limao, Huang Haiying, Zhang Jing, et al. Data processing and induction of vibration environmental spectrum for commodity carried on truck[J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(1): 75-77. (in Chinese)
- [7] 易伟建, 刘翔. 基于贝叶斯估计的结构固有频率不确定性分析[J]. 振动与冲击, 2010(29): 19-23.
Yi Weijian, Liu Xiang. Uncertainty analysis of structural natural frequencies based on Bayesian estimation [J]. Journal of Vibration and Shock, 2010(29): 19-23. (in Chinese)
- [8] 龚庆祥. 飞机环境振动状态—时间谱的编制与应用[J]. 航空学报, 1984(1): 24-29.
- [9] 蒋祖国. 编制飞机使用环境谱的任务—环境分析法[J]. 航空学报, 1994, 15(1): 70-75.
Jiang Zuguo. The profile environment analysis method for compiling aircraft operational environment spectra [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 1994, 15(1): 70-75. (in Chinese)
- [10] 田永卫, 魏川, 张书明, 等. 飞机增稳结构振动研究及其裂纹成因分析[J]. 振动、测试与诊断, 2012, 32(4): 547-552.
Tian Yongwei, Wei Chuan, Zhang Shuming, et al. Vibration research and analysis of it crack initializations on aircraft stability augmentation structure[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012, 32(4): 547-552. (in Chinese)
- [11] GJB/Z 126-99 振动与冲击环境测量数据归纳方法[S]. 北京: 中国标准出版社, 1999.
- [12] 解思适. 载荷强度与刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 1015-1030.
- [13] 陈群志, 刘桂良, 崔常京. 军用飞机结构局部环境谱编制的工程方法[J]. 装备环境工程, 2006, 3(2): 53-56.
Chen Qunzhi, Liu Guiling, Cui Changjing. Engineering method on establishment of local environmental spectrum for military aircraft structure[J]. Equipment Environmental Engineering, 2006, 3(2): 53-56. (in Chinese)
- [14] 刘东升, 高健, 王树逵. 基于可靠性试验的飞机振动环境测试与数据处理[J]. 兰州理工大学学报, 2005, 31(5): 43-46.
Liu Dongsheng, Gao Jian, Wang Shukui. Reliability test-based measurement and data processing of aircraft vibration environment[J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2005, 31(5): 43-46. (in Chinese)
- [15] Yan Chuliang, Liu Kege. Theory of economic life prediction and reliability assessment of aircraft structures [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(2): 164-170.
- [16] 闫楚良, 高镇同. 雨流法实时计数模型[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(5): 423-425.
Yan Chuliang, Gao Zhen tong. Model of rain flow real time counting method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(5): 423-425. (in Chinese)
- [17] 姜宏伟, 袁朝辉, 邱雷. 运用小波变换的飞机管路振动信号降噪方法[J]. 振动、测试与诊断, 2012, 32(5): 828-830.
Jiang Hongwei, Yuan Zhaohui, Qiu Lei. Wavelet transform based de-noising method on pipe vibration signals of aircraft[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012, 32(5): 828-830. (in Chinese)



第一作者简介:田永卫,男,1980年8月生,高级工程师。主要研究方向为机械振动信号测试及振动环境谱处理。曾发表《飞机增稳结构振动研究及裂纹成因分析》(《振动、测试与诊断》2012年第32卷第4期)等论文。
E-mail: yw_tian@126.com

