

机载电子设备振动传递率计算模型研究

刘治虎 醋强一 董进喜 成鑫 常向廷 裴晓辉

(中国航空工业集团公司西安航空计算技术研究所, 西安 710068)

摘要: 为解决机载电子设备随机振动传递率计算准确度问题,首先,通过试验验证了STEINBERG正弦振动传递率基本模型和IRVINE随机振动传递率基本模型,发现IRVINE随机振动传递率模型的准确度有改进的空间。因此,在“三段法”的基础上将随机振动 4σ 、 5σ 瞬时加速度的影响综合考虑,提出更全面的“五段法”;然后,结合机载电子设备特点,修正了模型的结构疲劳系数。结果表明,所提随机振动传递率计算模型与实测值的误差小于5%,更逼近实测值,证明所提模型更准确。

关键词: 机载电子设备; 正弦振动; 随机振动; 振动传递率; 计算模型

中图分类号: TH123 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2025.03.011

0 引言

随着电子技术的发展,电子设备在航空领域得到了越来越广泛的应用。机载电子设备作为飞机的组成部分,其在服役中必然会受到飞机动力装置源以及气动力源所产生的振动载荷作用^[1]。动力装置源产生宽带叠加窄带随机振动,气动力源产生超宽带随机振动。在动力装置和气动力的综合影响下,会导致机载电子设备的振动环境更加复杂恶劣,引起电子设备结构件和元器件的加速失效。

电子设备主要包括两部分部件:电子部件和结构部件。由于各结构部件组成材料都具有一定的弹性,振动过程中各层级结构振动中会表现出很强的耦合,耦合程度直接影响振动响应量值的大小,其可通过传递率 Q (本文指共振频率点上响应幅值与激励幅值的无量纲比值)来表达。YANG等^[2-4]分别通过试验、仿真和理论的方法对传递率进行了研究,但仅限于简单系统和各种简化结构。实际机载电子设备动态耦合情况更复杂,STEINBERG在《电子设备振动分析》一书^{[5]367-368}中依据试验数据拟合出了典型电子设备振动传递率计算模型,该模型为电子设备振动传递率的研究提供了基础,但该模型仅适用于正弦振动激励。对于安装于飞机上的机载电子设备,面临的随机振动激励更加普遍,因此需对随机振动激励下的传递率模型进行研究。IRVINE^{[6]1-2}在他提出的“三段法”基础上将

正弦振动损伤等效为随机振动损伤,给出了随机振动传递率模型。但AL-YAFAWI等^[7-8]经过试验结果比对发现该“三段法”计算准确度存在不足。

本文研究了STEINBERG正弦振动传递率^{[5]367-368}和IRVINE随机振动传递率^{[6]1-2}两种基本模型。实测了典型机载电子设备振动传递率,并对基本模型准确度进行验证,发现随机振动基本模型准确度无法满足实际工程中5%的要求,有改进空间。于是本文对基本模型的“三段法”和结构疲劳系数进行了改进,提出了更全面的“五段法”,得出更符合现代机载电子设备特点的模型疲劳系数,建立了更加准确的现代机载电子设备随机振动传递率模型。通过准确度比对,该计算模型误差小于5%,更加逼近实测值。

1 振动耦合

典型的机载电子设备通常由机箱、电子模块组成,电子模块包含模块结构件、印刷电路板(Printed Circuit Board, PCB)、元器件,元器件焊接于PCB上,PCB安装于模块结构件,电子模块通过两侧快速拆装锁紧装置固定于机箱内部的导轨上,其典型结构组成如图1所示。当其受到外界振动激励时,由于电子模块与支撑结构(机箱、托架等)连接在一起,振动能量就会通过支撑结构层级传递到内部电子模块上,这样支撑结构的动态响应就变成了模块的输入。在随机振动环境中,支撑结构和电子模块的固有频率会同时受到激发,引起各电子模块与支撑结构之间的动态耦合,耦

收稿日期: 2024-09-27 修回日期: 2024-11-08

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0014-0066)

作者简介: 刘治虎,男,1984年生,陕西西安人,硕士,高级工程师; 主要研究方向为电子设备耐恶劣振动环境结构设计; E-mail: huanzhan2004@163.com。

引用格式: 刘治虎,醋强一,董进喜,等.机载电子设备振动传递率计算模型研究[J].机械强度,2025,47(3):90-95.

LIU Zhihu, CU Qiangyi, DONG Jinxi, et al. Research on vibration transmissibility calculation model for airborne electronic equipment[J]. Journal of Mechanical Strength, 2025, 47(3): 90-95.

合程度可通过振动传递率 Q 进行描述。

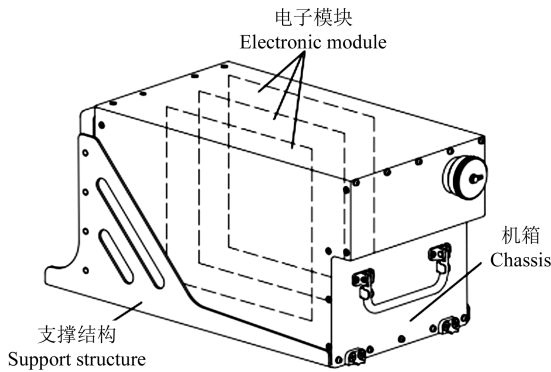


图1 典型机载电子设备结构

Fig. 1 Structure of the typical airborne electronic equipmen

2 基本传递率模型及验证

通常电子设备各部件组成材料都具有弹性,振动过程中各弹性部件的振动规律也不相同。不同的PCB特性、元器件布局以及支撑结构的特性就构成了一个复杂的多自由度振动系统。国外学者对于多自由度振动系统传递率模型进行了一定的研究,其中有代表性的是STEINBERG正弦振动传递率模型和IRVINE随机振动传递率模型,如表1所示。本文以此作为基本传递率模型,开展了深入的研究,发现随机振动传递率模型计算准确度存在改进空间,通过采用“五段法”以及模型结构疲劳系数修正的办法提高计算模型的准确度。

表1 基本传递率模型

Tab. 1 Model of base transmissibility

	基本模型 Base model	
	STEINBERG 模型 STEINBERG model	IRVINE 模型 IRVINE model
适用范围 Scope of application	正弦振动 Sinusoidal vibration	随机振动 Random vibration
准确度 Accuracy	较高 Higher	较低 Lower

2.1 STEINBERG 模型

STEINBERG^{[5]368-369} 结合多个试验数据给出了一种针对不同结构类型电子设备传递率的计算模型,即

$$Q = A \left[\frac{f_n}{(G_{in})^{0.6}} \right]^{0.76} \quad (1)$$

式中, $A = 1.0$ 时为梁式结构; $A = 0.5$ 时为插入式PCB或周边支撑的PCB; $A = 0.25$ 时为小型电子底板或电子机箱结构; f_n 为固有频率, Hz; G_{in} 为正弦振动输入加速度 G 值, 无量纲。

但该模型仅适用于正弦振动激励, 当激励类型为随机振动时, 式(1)并不适用。对于机载电子设备面向的更多是随机振动环境, 所以需提出一种针对随机振动的传递率计算模型。

2.2 IRVINE 模型

对于随机振动传递率模型的研究, IRVINE^{[6]2-4} 利用“三段法”理论将正弦振动损伤^[9-10]等效为随机振动损伤, 于是可将式(1)变换为随机振动的传递率计算模型, 过程如下:

对于随机振动损伤(“三段法”)

$$D_r = 4.33\%(G_{3\sigma})^{6.4} + 27.1\%(G_{2\sigma})^{6.4} + 68.3\%(G_{1\sigma})^{6.4} \quad (2)$$

对于正弦振动损伤

$$D_s = (G_{in}Q)^{6.4} \quad (3)$$

使得 $D_r = D_s$, 于是有

$$G_{in} = \frac{1.95G_{1\sigma}}{Q} \quad (4)$$

式中, $G_{1\sigma}$ 为 1σ 随机振动加速度响应。

引用Miles方程^[11]为

$$G_{1\sigma} = \sqrt{\frac{\pi}{2}} f_n Q P \quad (5)$$

将式(4)、式(5)代入式(1), 可得随机振动激励下的电子设备传递率计算模型为

$$Q = \frac{0.59A^{1.3} f_n^{0.69}}{P^{0.3}} \quad (6)$$

式中, P 为谐振频率上的输入功率谱密度(Power Spectral Density, PSD), g^2/Hz 。

2.3 基本模型试验验证

为验证基本模型对于机载电子设备的适用性, 这里分别对民机电子设备、发动机电子设备、喷气式飞机电子设备、螺旋桨飞机电子设备4种不同的应用场景进行了正弦和随机振动试验测试, 通过试验数据来验证基本模型的准确性。

2.3.1 DO160 正弦振动

对某民机电子设备按照DO160标准^[12]中的振动图谱进行正弦振动试验, 设备上的加速度传感器的监测曲线如图2所示。由图2可以看出, 设备在谐振频率(535.5 Hz)上出现了明显的传递率放大现象。

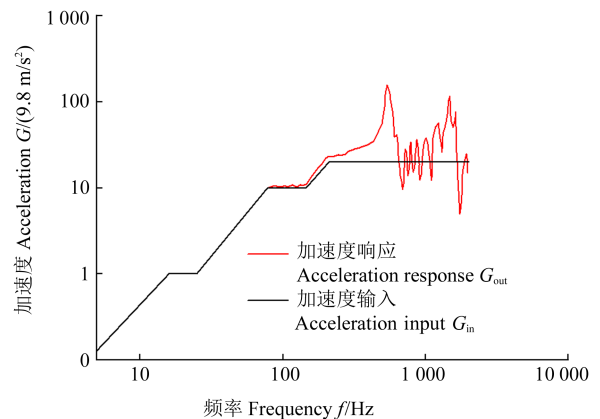


图2 某民机电子设备正弦振动响应曲线

Fig. 2 Sinusoidal vibration response curve of a civil aircraft electronic equipment

图 2 中,在 535.5 Hz 位置处的加速度 G_{out} 为 $156.8g$ ($g = 9.8 \text{ m/s}^2$),输入 G_{in} 为 $20g$,由实测计算值 $Q = G_{out}/G_{in}$,可得 $Q = 7.84$ 。

基本模型计算值为 $f_n = 535.5 \text{ Hz}$, $G_{in} = 20g$, $A = 0.25$ 。代入式(1)可得 $Q = 7.56$,模型计算误差为 -3.6% 。

2.3.2 GJB150 正弦振动

对某安装于飞机发动机上的电子设备按照 GJB150.16 标准^[13]中的振动图谱进行正弦振动试验,设备上监测曲线如图 3 所示。由图 3 可以看出,设备在谐振频率(42.81 Hz)上出现了明显的传递率放大现象。

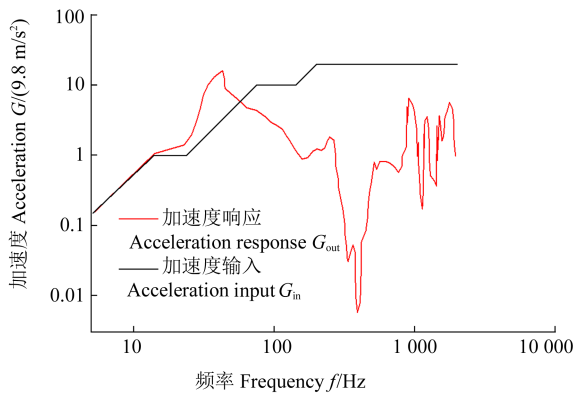


图 3 某发动机电子设备正弦振动响应曲线

Fig. 3 Sinusoidal vibration response curves of an engine electronic equipment

图 3 中,在 42.81 Hz 位置处的加速度 G_{out} 为 $16.2g$,输入 G_{in} 为 $3.02g$,由实测计算值 $Q = G_{out}/G_{in}$,可得 $Q = 5.36$ 。

基本模型计算值为 $f_n = 42.81 \text{ Hz}$, $G_{in} = 3.02g$, $A = 0.5$ 。代入式(1)可得 $Q = 5.25$,模型计算误差为 -2.1% 。

2.3.3 喷气式飞机随机振动

对安装于某喷气式飞机上的电子设备进行随机振动试验,设备上的加速度传感器的监测曲线如图 4 所示。

由实测计算,图 4 中,在 1425 Hz 谐振频率位置处

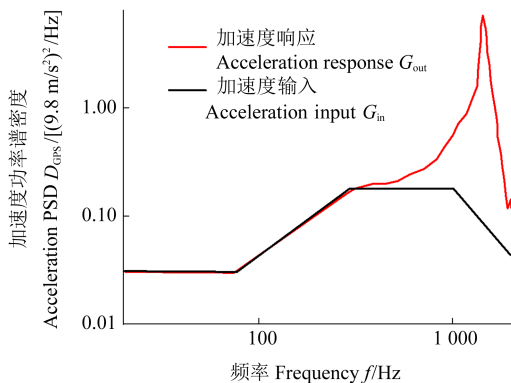


图 4 某喷气式飞机电子设备随机振动响应曲线

Fig. 4 Random vibration response curves of a jet aircraft electronic equipment

的传递率 Q 为 79.89。

基本模型计算值为 $f_n = 1425 \text{ Hz}$, $G_{in} = 0.1g^2/\text{Hz}$, $A = 0.5$ 。代入式(6)可得 $Q = 71.72$,模型计算误差为 -10.2% 。

2.3.4 螺旋桨式飞机随机振动

对安装于某螺旋桨飞机上的电子设备进行随机振动试验,设备上的加速度传感器的监测曲线如图 5 所示。

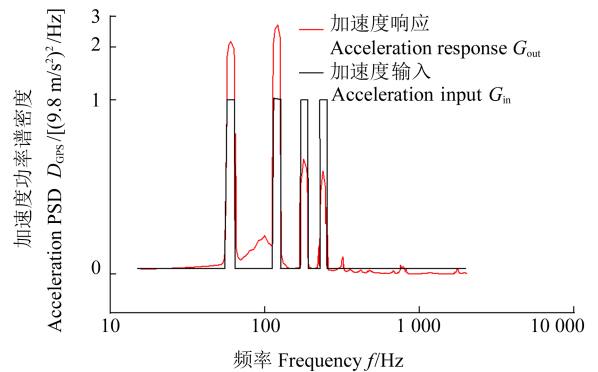


图 5 某螺旋桨飞机电子设备随机振动响应曲线

Fig. 5 Random vibration response curves of a propeller aircraft electronic equipment

由实测计算,图 5 中,在 100 Hz 谐振频率位置处的传递率 Q 为 7.33。

基本模型计算值为 $f_n = 100 \text{ Hz}$, $G_{in} = 0.03g^2/\text{Hz}$, $A = 0.25$ 。代入式(6)可得 $Q = 6.68$,模型误差为 -8.9% 。

2.4 基本模型误差

通过分析以上 4 种不同应用场景下的机载电子设备的振动测试数据可以发现,该 4 种电子设备的谐振频率分别为 535.5、42.81、1425、100 Hz,其基本代表了飞机振动激励频率区间(10~2000 Hz)内的低、中、高激励频率的典型值,测试对象能够代表典型应用场景。同时,经过比对传递率实测值与模型计算值可以发现,STEINBERG 正弦振动传递率模型的计算误差小于 5%,具有较高的精度;但 IRVINE 三段法随机振动传递率模型的计算误差为 10.2%、8.9%,该误差无法满足实际工程中误差小于 5%的精度要求,模型具有改进的空间。

3 模型改进与验证

3.1 “五段法”

对于随机振动疲劳损伤计算中所采用的“三段法”,其数学内涵为高斯随机变量在 $(-3\sigma, +3\sigma)$ 区间外的发生概率仅为 0.27%。因此,对于“三段法”的使用业内存在一定争议。比如 NASA^[14]使用 3σ 准则,麦道公司^[15]采用 4σ 准则, SCHARTON^[16]则使用为 5σ 准

则。这是由于在很多装备的实际应用场景中,尤其是航空机载装备的振动环境,呈现出明显的超高斯分布^[17],即幅值有部分超过 3σ 的^[18],如图 6 所示。研究表明,对于超出 3σ 范围的 4σ 、 5σ 的瞬时加速度,更易造成疲劳损伤累积。因此,为了提高计算模型的计算精度,本文提出“五段法”的技术方法,即在“三段法”的基础上将 4σ 、 5σ 的瞬时加速度疲劳损伤的影响也进行加权计算。

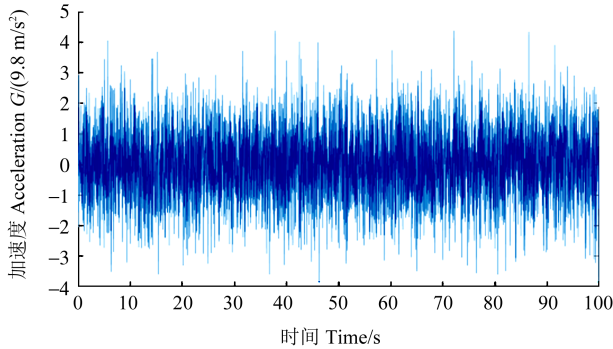


图 6 随机振动瞬时加速度时域图

Fig. 6 Time domain diagram of instantaneous acceleration of random vibration

于是,对于采用“五段法”的随机振动疲劳累积损伤 D_r ,有

$$D_r = 68.3\%(G_{1\sigma})^b + 27.1\%(G_{2\sigma})^b + 4.33\%(G_{3\sigma})^b + 0.26\%(G_{4\sigma})^b + 0.0063\%(G_{5\sigma})^b \quad (7)$$

3.2 结构疲劳系数修正

式(2)中,疲劳系数 b 的取值为 6.4,该值的获取是通过简化的金属材料拉伸-疲劳极限关系得到的。实际上对于不同的材料该值是不同的,这也是造成计算误差的原因之一。对于机载电子设备而言,其结构常采用牌号为 6061 铝合金,其材料 $S-N$ 试验数据^[19]如图 7 所示,于是疲劳系数 b 的计算式为

$$b = \log_{10} \frac{N_2}{N_1} / \log_{10} \frac{S_1}{S_2} \quad (8)$$

根据图 7 中最大平均应力的数据, $N_1 = 1 \times 10^3$,

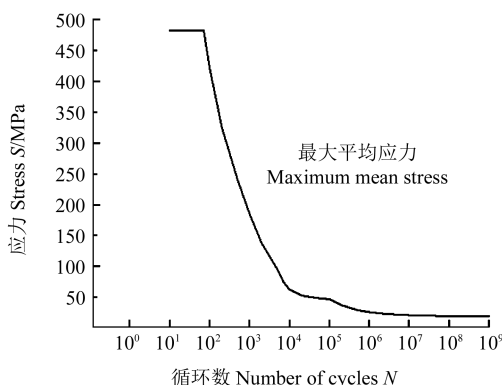


图 7 6061 铝合金 $S-N$ 试验数据

Fig. 7 $S-N$ test data of the 6061 aluminum alloy

$S_1 = 184.71 \text{ MPa}$, $N_2 = 1 \times 10^7$, $S_2 = 21.79 \text{ MPa}$ 。经计算,疲劳系数 $b = 4.3$ 。

于是式(7)可写为

$$D_r = 68.3\%(G_{1\sigma})^{4.3} + 27.1\%(G_{2\sigma})^{4.3} + 4.33\%(G_{3\sigma})^{4.3} + 0.26\%(G_{4\sigma})^{4.3} + 0.0063\%(G_{5\sigma})^{4.3} \quad (9)$$

3.3 改进后的模型

采用“五段法”理论和修正后的结构疲劳系数对 IRVINE 随机振动传递率模型进行改进,过程如下:

对于正弦振动疲劳损伤 D_s ,有

$$D_s = (G_{in} Q)^{4.3} \quad (10)$$

使得 $D_r = D_s$,于是有

$$G_{in} = \frac{1.78 G_{1\sigma}}{Q} \quad (11)$$

式中, $G_{1\sigma}$ 为 1σ 随机振动加速度响应。

同理,引用 Miles 方程,即

$$G_{1\sigma} = \sqrt{\frac{\pi}{2}} f_n Q P \quad (12)$$

将式(11)、式(12)代入式(1)可得改进后的随机振动电子设备传递率计算模型,为

$$Q = 0.63 A^{1.3} \frac{f_n^{0.69}}{P^{0.3}} \quad (13)$$

式中, P 为谐振频率上的输入 PSD, g^2/Hz 。

通过式(13)可以看出,出机载电子设备随机振动传递率 Q 与固有频率 f_n 成正比(当结构系数 A 、输入激励 P 一定的情况下),与输入激励量 P 值成反比(当结构系数 A 、固有频率 f_n 一定的情况下)。这是由于设备的固有频率越高,其抵抗振动变形的能力就越强,振动中变形越小,阻尼也越低,传递率就越高。输入激励越高,设备振动变形越大,阻尼就越高,传递率就越低。

3.4 改进模型的验证

本节使用改进后传递率计算模型[式(13)]进行理论计算,通过比对理论值和实测值,验证改进后的传递率计算模型的准确性,如表 2 所示。

通过实测值与模型计算值对比可以看出,改进后的“五段法”传递率计算模型的精度较 IRVINE 计算模型有了进一步的提升,已非常接近实测值,误差小于 5%。同时,计算模型对于高频(1425 Hz)的误差较低,对于低频(100 Hz)的误差较大,这是由于电子设备其自身组成的复杂性,其在振动过程中高频激励更易激发出产品更多的非线性特性造成的。

改进后的传递率计算模型,在实际工程中可以快速估算出产品的振动加速度响应情况;同时还可用于校正振动仿真中阻尼值的设置来提高仿真精度。因此,该计算模型有较大的工程价值。

表 2 随机振动传递率计算对比
Tab. 2 Comparison of random vibration transmissibility calculation

频率 Frequency/Hz	实测值 Test value Q	IRVINE 模型 IRVINE model		改进后模型 Optimized model	
		计算值 Calculation value	相对误差 Relative error/%	计算值 Calculation value	相对误差 Relative error/%
1 425	79.89	71.72	-10.2	76.58	-4.14
100	7.33	6.68	-8.9	7.14	-2.6

4 结论

为解决机载电子设备随机振动传递率计算准确度问题,研究了STEINBERG正弦振动传递率和IRVINE随机振动传递率两种基本模型,得出以下结论:

1)对典型振动环境下不同特点的机载电子设备进行了振动传递率实测和计算。经验证,STEINBERG正弦振动传递率模型具有较高的准确度,较实测值计算误差分别为-3.6%、-2.1%;但IRVINE随机振动模型的计算误差为-10.2%、-8.9%,不满足实际工程中小于5%的误差要求,具有一定的改进空间。

2)在IRVINE随机振动传递率模型基础上,提出了更全面的“五段法”,并得出更符合机载电子设备特点的结构疲劳系数4.3。建立了更加准确的随机振动传递率计算模型。通过实测验证,改进后的计算模型误差分别为-4.14%、-2.6%,误差小于5%,更加逼近实测值。

3)改进后的传递率计算模型可在工程中用于快速计算产品的振动加速度响应,同时还可用于校正振动仿真,以提高仿真精度。

4)为进一步提高模型精度,后续工作中可对模型中的结构系数 A 进一步拟合修正。

参考文献(References)

- [1] 施荣明. 飞机结构振动设计与试验[M]. 北京:航空工业出版社, 2014:1-2.
SHI Rongming. Aircraft structural vibration design and testing [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014:1-2. (In Chinese)
- [2] YANG L, CHEN Y, YUAN Z H, et al. Effect of vibration transmissibility on fatigue lifetime of electronic devices [M]// Industrial Engineering, Management Science and Applications 2015. Berlin:Springer, 2015:1031-1039.
- [3] CHEN Y, YANG L, LIU B D, et al. Applicability study of Steinberg vibration fatigue model in electronic products [C]//2014 Prognostics and System Health Management Conference (PHM-2014 Hunan). New York:IEEE, 2014:31-35.
- [4] CHESNÉ S, DERAEMAEKER A. Damage localization using transmissibility functions: a critical review [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 38(2):569-584.
- [5] STEINBERG D S. Vibration analysis for electronic equipment [M]. New York:Wiley-Interscience, 2000:367-369.
- [6] IRVINE T. Estimating the transmissibility Q for random vibration [J]. Vibrationdata, 2004:1-4.
- [7] AL-YAFAWI A, PATIL S, YU D, et al. Random vibration test for electronic assemblies fatigue life estimation [C]//Proceedings of the 2010 12th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems. New York: IEEE, 2010:1-7.
- [8] QIN S, LI Z Q, CHEN X B, et al. Comparing and modifying estimation methods of fatigue life for PCBA under random vibration loading by finite element analysis [C]//Proceedings of the 2015 Prognostics and System Health Management Conference (PHM). New York:IEEE, 2015:1-5.
- [9] WILKINS E W C. Cumulative damage in fatigue [C]//Colloquium on Fatigue/ Colloque de Fatigue/ Kolloquium über Ermüdungsfestigkeit. Heidelberg:Springer, 1956:321-332.
- [10] IRVINE T. Sine and random vibration equivalent damage [J]. Vibrationdata, 2017:1-10.
- [11] IRVINE T. Derivation of miles equation [J]. Vibrationdata, 2008:1-10.
- [12] Radio Technical Commission for Aeronautics. Environmental conditions and test procedures for airborne equipment: RTCA/DO-160G [S]. Washington, D. C.: Radio Technical Commission for Aeronautics, 2010:8-15.
- [13] 国防科学技术工业委员会. 军用设备环境试验方法:GJB 150.16—1986 [S]. 北京:国家军用标准出版发行部, 1986:143-144.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. Environmental test methods for military equipment vibration test: GJB 150.16—1986 [S]. Beijing: National Military Standards Publishing and Distribution Department, 1986:143-144. (In Chinese)
- [14] KOLAINI A R. NASA handbook 7005: dynamics environmental criteria [C]//Proceedings of the 30th Aerospace Testing Seminar. California: [s. n.], 2017:37-38.
- [15] WESTERN D. Vibration, shock and acoustics [R]. California: McDonnell Douglas Astronautics Company, 1971:50-68.
- [16] SCHARTON T, PANKOW D. Extreme peaks in random vibration testing [R]. Hawthorne: Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, Aerospace/JPL, 2006:110-121.
- [17] 徐阳, 阳光武, 陈宽裕, 等. GMM模型下的非高斯激励频域损伤

- 计算与试验验证[J]. 机械强度, 2023, 45(4):955-961.
- XU Yang, YANG Guangwu, CHEN Kuanyu, et al. Frequency domain damage calculation and experimental verification of non-Gaussian excitation based on GMM model [J]. Journal of Mechanical Strength, 2023, 45(4):955-961. (In Chinese)
- [18] 蒋瑜, 陈循, 陶俊勇. 非高斯随机振动试验控制技术研究[C]//第九届全国振动理论及应用学术会议论文摘要集. 杭州:[出版者不详], 2007:1.
- JIANG Yu, CHEN Xun, TAO Junyong. Research on non Gaussian random vibration test control technology [C]//Abstract of Papers from the 9th National Conference on Vibration Theory and Application. Hangzhou:[s. n.], 2007:1. (In Chinese)
- [19] YAHR G T. Fatigue design curves for 6061-T6 aluminum [J]. Journal of Pressure Vessel Technology, 1997, 119(2):211-215.

Research on vibration transmissibility calculation model for airborne electronic equipment

LIU Zhihu CU Qiangyi DONG Jinxi CHENG Xin CHANG Xiangting PEI Xiaohui
(AVIC Xi'an Aeronautics Computing Technique Research Institute, Xi'an 710068, China)

Abstract: In order to solve the problem of the accuracy of the random vibration transmissibility calculation of airborne electronic equipment, the basic STEINBERG sinusoidal vibration transmissibility model and the IRVINE random vibration transmissibility model were firstly verified through tests, and it was found that there was room for improvement in the accuracy of the IRVINE random vibration transmissibility model. Therefore, on the basis of the "Three-interval method", the effects of 4σ and 5σ transient acceleration of random vibration were taken into consideration, and a more comprehensive "Five-interval method" was proposed; then, the structural fatigue coefficients of the model were corrected by combining with the characteristics of the airborne electronic equipments. The results show that the error between the proposed random vibration transmissibility calculation model and the measured value is less than 5%, which is closer to the measured value, proving that the proposed model is more accurate.

Key words: Airborne electronic equipment; Sinusoidal vibration; Random vibration; Vibration transmissibility; Calculation model

Corresponding author: LIU Zhihu, E-mail: huanzhinan2004@163.com

Fund: National Science and Technology Major Project (2017-V-0014-0066)

Received: 2024-09-27 Revised: 2024-11-08