

# 发动机着陆冲击数据归纳方法及冲击特性分析\*

王 茜<sup>1</sup>, 雷晓波<sup>2</sup>

(1. 中国飞行试验研究院测试所 西安, 710089)

(2. 西安航空学院飞行器学院 西安, 710077)

**摘要** 为实现对发动机着陆冲击数据的合理归纳,利用能量谱密度以及冲击谱筛选冲击数据样本,结合相关规范标准以及数理统计方法,给出了多架次冲击实测谱与冲击规范谱的归纳方法。开展了某飞机着陆过程发动机机匣冲击测量,获得了配套同一型飞机的两型发动机着陆冲击实测谱与冲击规范谱,分析了同一位置不同方向上冲击特性的差异,以及两型发动机冲击特性的差异。结果表明:同一位置不同方向上的冲击特性差异很大,有可能通过改变设备或结构件的安装方向,降低其冲击损伤风险;不同发动机之间的冲击特性可能存在巨大差异。为此,在开展机载设备或结构件的冲击试验时,在加速度冲击谱(shock response spectrum,简称SRS)规范谱基础上增加3 dB或6 dB的裕量,并结合冲击最大峰值,作为冲击试验的激励图谱,从而使冲击环境试验尽可能包含实际冲击危险载荷。这些分析结论为发动机防冲击设计以及机载设备安装具有一定的指导意义。

**关键词** 着陆冲击; 冲击数据归纳; 冲击谱; 冲击规范谱; 冲击特性; 能量谱密度

**中图分类号** TH113.1; V214.3

## 引 言

随着现代运输机载重量的日益增大,以及战斗机对短距起降性能的高要求,固定翼飞机在着陆时将面临着越来越严峻的冲击载荷<sup>[1]</sup>。作为相对独立的航空动力装置,因其采用安装节等结构实现与飞机的联结,将会在着陆瞬间遭受比飞机机体更为严酷的冲击载荷。过大的冲击载荷会导致发动机承力部件以及发动机短舱联结部件产生大幅度弹性变形,甚至造成不可恢复的塑性变形,同时冲击载荷会对发动机机匣上的各类机载设备以及结构件造成不同程度的损伤甚至失效。波音公司737客机曾发生多起因安装节着陆冲击失效断裂酿成的飞行事故。为评估舰载战斗机冲击载荷,波音、洛克希德·马丁等公司开展了大量的飞机舱壁承力结构、发动机承力结构、燃滑油管路及机匣等部件着陆冲击试验,并将弹射起飞和拦阻着舰发动机冲击载荷测量作为重要试飞科目<sup>[2]</sup>。可以看出,严酷的着陆冲击载荷是提升发动机可靠性、耐久性和维护性必须面对的挑战之一。

我国的结构冲击试验以及分析研究大多集中在火箭发动机、航天器及起落架等系统<sup>[3-6]</sup>,针对飞机机身以及发动机的冲击试验研究较少,文献<sup>[3,7-8]</sup>分别建立了SRS、相对位移冲击谱的计算方法,并

对算法进行了验证。雷晓波等<sup>[1]</sup>利用加速度冲击谱对某飞机外挂吊舱着陆冲击进行了分析,得出了不同架次、位置吊舱冲击谱的变化规律,并利用均值和方差对所有架次的冲击谱进行了包络归纳,但该归纳方法缺乏有效的理论依据。由文献<sup>[1]</sup>可知,不同架次着陆冲击谱存在较大的差异,如不能对多架次的冲击谱进行合理的归纳,有可能造成结构的冲击特性偏离实际。目前,针对随机振动数据归纳方法的研究较多<sup>[9-12]</sup>,而冲击数据归纳方法依然沿用传统的上限包络法。传统的上限包络方法取决于分析人员的判断,通常无法提供一致的结果。GJB/Z126—99 振动与冲击环境测量数据归纳方法<sup>[13]</sup>(简称GJB/Z126)提出的统计容差法将传统的上限包络归纳提升到了基于数理统计原理的归纳方法上,该归纳方法在美国武器装备冲击试验鉴定中得到了广泛的应用,是目前较为理想的冲击数据归纳方法<sup>[14-15]</sup>。本研究将综合GJB/Z126, GJB150.18A—2009 冲击试验国军标以及笔者在冲击振动数据处理过程中的经验,综合能量谱密度(energy spectrum density,简称ESD)和SRS概念,给出冲击实测谱(记作SRS实测谱)以及冲击归纳谱(记作SRS归纳谱)的具体实现方法,获得了某飞机着陆过程发动机SRS实测谱和SRS归纳谱,在此基础上分析得到了发

\* 中航工业联合基金资助项目(6141B05110404)

收稿日期:2020-07-13;修回日期:2020-10-09

动机着陆冲击特性规律。

## 1 冲击数据归纳样本的筛选

### 1.1 冲击数据 SRS 与 ESD 的计算

根据 GJB/Z126, 在冲击数据筛选归纳过程中, 需要对冲击时域信号进行频谱计算以获得其冲击谱及能量谱密度。冲击谱反映的是在冲击激励函数作用下, 冲击响应最大值与系统固有频率之间的关系<sup>[1,3]</sup>, 笔者采用主流的斜波响应不变法得出冲击谱。由于冲击信号时间很短, 其能量是有限值, 而常用的功率谱密度 (power spectrum density, 简称 PSD) 是描述能量无限信号随频率的分布, 其表达式为

$$X_{\text{PSD}}(f) = \left| \int_{-\infty}^{\infty} x(t) e^{-j2\pi ft} dt \right|^2 \quad (1)$$

因此, 需要引入能量谱密度 ESD, 它描述的是能量有限信号随频率的分布, 其表达式为

$$X_{\text{ESD}}(f) = 2 \left| \int_0^{T_c} x(t) e^{-j2\pi ft} dt \right|^2 \quad (2)$$

从积分上下限可以看出, ESD 体现了冲击时间这一变量, 其单位为  $(g^2 \cdot s)/\text{Hz}$ , ESD 的计算方法与 PSD 相同。

式(3)给出了冲击领域使用的有限傅里叶变换

$$X_{\text{FFT}}(f) = 2 \int_0^{T_c} x(t) e^{-j2\pi ft} dt \quad (3)$$

对比式(2)和式(3)可以看出, 能量谱密度即是对数据先进行傅里叶变换, 然后再取其幅值的平方。ESD 计算可采用直接法等多种方法, 笔者采用经典功率谱中的 Welch 方法来估算 ESD。估计时, 快速傅里叶变换 (fast Fourier transform, 简称 FFT) 数据块的大小选取很关键, 笔者采用文献[2, 7]中给出的冲击有效持续时间  $T_c$ , 其定义为: 包含绝对值超过 1/3 最大峰值的所有幅值所对应的最小时间长度, 如图 1 所示。图 1~3 分别给出了某飞机外挂吊舱冲击时域波形、傅里叶频谱与能量谱密度对比曲线以及冲击谱曲线, 图 3 中的  $A$  为冲击放大系数, 等于某一频率下冲击响应值与冲击最大峰值的比值。

### 1.2 冲击数据归纳样本的筛选

按照 GJB/Z126 的规定, 冲击数据在归纳之前, 需要对数据源进行剔除筛选, 形成冲击数据归纳样本。归纳样本需满足的条件为: 在分析频带内, 同一数据通道各次测量数据的 SRS 需服从正态分布, ESD 应服从卡方分布。数据筛选方法与文献[12]中随机振动、周期振动数据筛选相似, 具体实现过程如下。

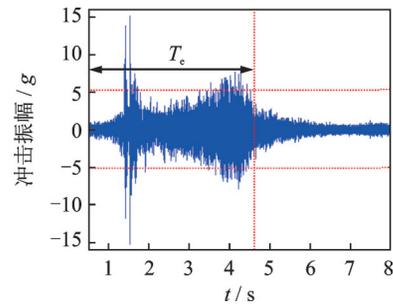


图1 某飞机吊舱着陆冲击时域波形

Fig.1 Landing shock time-domain waveform of the nacelle

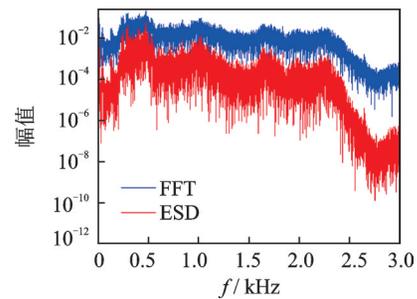


图2 飞机吊舱着陆冲击过程频谱与能量谱密度曲线

Fig.2 Frequency spectrum and ESD of the nacelle under landing shock

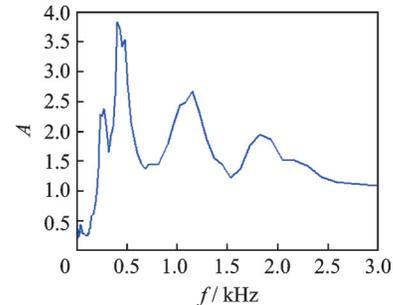


图3 飞机吊舱着陆冲击谱

Fig.3 SRS of the nacelle during landing

1) 在分析频段内, 将个体的 SRS 谱线幅值  $R(k, u)$  ( $k$  为谱线编号;  $u$  为冲击数据段编号) 累加求和, 记作  $F_{\text{SRS}}$ 。选取合适置信参数  $\alpha$ , 采用双边正态分布假设检验, 对所有数据进行检验, 剔除不合格数据, 并对剩余样本再次进行正态分布假设检验, 剔除不合格数据, 直至所有剩余样本满足正态分布, 形成满足正态分布的归纳样本。

2) 在分析频段内, 将个体的 ESD 幅值  $G(k, u)$  累加求和, 记作  $S_{\text{ESD}}$ 。取合适的置信参数  $\alpha$ , 对所有数据进行卡方分布假设检验。如假设成立, 则将所有数据作为归纳样本, 如假设不成立, 则剔除最大/小值数据, 并对剩余样本进行卡方分布假设检验, 剔除不合格数据, 直至所有剩余样本满足卡方分布, 最终形成归纳样本。

以某飞机外挂吊舱着陆冲击试飞数据为例来说明冲击数据归纳样本的筛选过程。选取 $\alpha=0.1$ ,得到 25 组发动机着陆冲击数据 SRS 对应的  $F_{SRS}$ ,如图 4 所示。假设数据服从正态分布,可给出  $F_{SRS}$  上下限(图 4 中红色虚线),可知第 11 组冲击数据的  $F_{SRS}$  超出了下限,故剔除该组数据,经检验剩余的 24 组数据都服从正态分布。计算这 24 组冲击数据的 ESD,求出各组数据的  $S_{ESD}$  如图 5 所示,24 组数据的  $S_{ESD}$  之和为  $37.24 g^2$ ,查表得  $\chi_{0.05}^2(24)=13.84$ , $\chi_{0.95}^2(24)=36.42$ ,因此需要剔除第 12 组冲击数据,剩余的 23 组数据的  $S_{ESD}$  服从卡方分布,最终满足要求的数据共有 23 组。

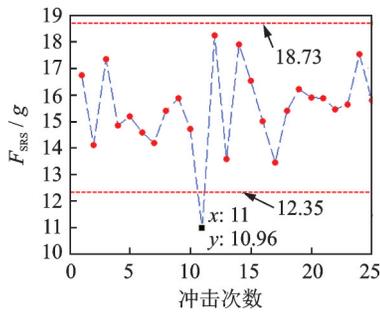


图 4 某飞机吊舱着陆冲击数据 SRS 对应的  $F_{SRS}$

Fig.4  $F_{SRS}$  of nacelle SRS during landing

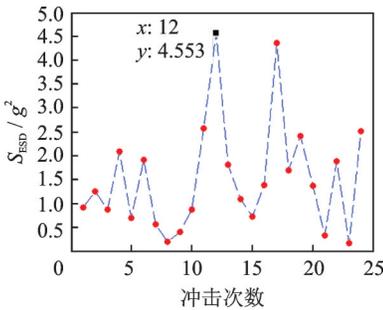


图 5 某飞机吊舱着陆冲击数据 ESD 对应的  $S_{ESD}$

Fig.5  $S_{ESD}$  of nacelle SRS during landing

## 2 冲击数据归纳方法

冲击数据的归纳结果可分为 SRS 实测谱和 SRS 规范谱。

### 2.1 SRS 实测谱归纳

对归纳样本的 SRS 谱线幅值  $R(k, u)$  ( $k$  为谱线编号,  $k=1, 2, \dots, N$ ;  $u$  为冲击数据编号,  $u=1, 2, \dots, U$ ), 按式(4)估计均值  $\bar{R}(k)$  和方差  $S(k)$

$$\begin{cases} \bar{R}(k) = \frac{1}{U} \sum_{u=1}^U R(k, u) \\ S^2(k) = \frac{1}{U-1} \sum_{u=1}^U [R(k, u) - \bar{R}(k)]^2 \end{cases} \quad (4)$$

按式(5)计算置信度为  $(1-\alpha)$ 、分位点为  $\beta$  的容限系数  $F_s, Z_\beta$  为满足  $\text{Pro}[Z \leq Z_\beta] = \beta$  的正态分布分位点

$$F_s = \frac{t_{U-1; (1-\alpha)}}{\sqrt{U}} + Z_\beta \sqrt{\frac{U-1}{\chi_{U-1; \alpha}^2}} \quad (5)$$

该样本容差上限估计为

$$R(k) = \bar{R}(k) + F_s S(k) \quad (6)$$

根据式(6)可求出该冲击数据的 SRS 实测谱。

### 2.2 SRS 规范谱归纳

#### 2.2.1 相邻线谱总体假设检验

获得 SRS 规范谱前,需要对归纳样本的 SRS 数据的相邻谱线幅值  $R(k, u)$  进行总体假设检验。如果特征样本中第  $k$  条谱线和第  $k+1$  条谱线的 SRS 属于同一总体,则  $F(k, k+1)$  应服从  $F(U-1, U-1)$  的  $F$  分布,  $t(k, k+1)$  服从  $t(2U-2)$  的中心  $t$  分布,检验公式<sup>[15]</sup>为

$$\begin{cases} F_{(U-1, U-1; \alpha/2)} \leq F(k, k+1) \leq F_{(U-1, U-1; 1-\alpha/2)} \\ |t(k, k+1)| \leq t_{2(U-1; 1-\alpha/2)} \end{cases} \quad (7)$$

其中:  $F(k, k+1), t(k, k+1)$  按照式(8)进行计算

$$\begin{cases} F(k, k+1) = S_k^2(p) / S_{k+1}^2(p) \\ t(k, k+1) = \frac{\bar{R}_k - \bar{R}_{k+1}}{\sqrt{(S_k^2(p) + S_{k+1}^2(p)) / U}} \end{cases} \quad (8)$$

$(k=1, 2, \dots, N-1)$

如果满足式(7),则将第  $k$  条谱线和第  $k+1$  条谱线归并在同一平直频段内,该频段内的谱线幅值都相同;否则不归并到同一频段内。设该特征样本  $N$  条谱线最后形成  $H$  个频段,每一平直频带起止谱线编号为  $k_{h1}$  和  $k_{h2}$ , 频带内谱线数共  $d_c$  条,则该平直频段内的数据  $R(k, u)$  近似服从正态分布。

#### 2.2.2 平直频段容差上限估计

按照式(9)估算平直频段内所有谱线的均值和方差

$$\begin{cases} \bar{R}(k) = \frac{1}{U d_c} \sum_{u=1}^U \sum_{k=k_{h1}}^{k_{h2}} R(k, u) \\ S^2(k) = \frac{1}{U d_c - 1} \sum_{u=1}^U \sum_{k=k_{h1}}^{k_{h2}} [R(k, u) - \bar{R}(k)]^2 \end{cases} \quad (9)$$

按式(10)计算置信度为  $(1-\alpha)$ 、分位点为  $\beta$  的容限系数  $F_g(k), Z_\beta$  为满足  $\text{Pro}[Z \leq Z_\beta] = \beta$  的正态分布分位点

$$F_g(k) = \frac{t_{U d_c - 1; (1-\alpha)}}{\sqrt{U d_c}} + Z_\beta \sqrt{\frac{U d_c - 1}{\chi_{U d_c - 1; \alpha}^2}} \quad (10)$$

该冲击数据平直段每条谱线 SRS 容差上限估计为

$$R(k) = \bar{R}(k) + F_g(k) S(k) \quad (11)$$

将相邻平直段连起来即得到SRS规范谱。

### 3 发动机着陆过程冲击谱分析

以某发动机风扇机匣着陆冲击试飞为例,选取了6组满足归纳样本要求的冲击数据进行归纳。图6给出了每架次的冲击谱图、归纳得到的SRS实测谱以及SRS规范谱。对比不同架次冲击谱可以看出,6个架次的冲击谱曲线走势基本一致,都会在某一个频率点附近出现极大值,但在这些频率范围内冲击放大系数差异较大。结合分析不同架次之间着陆过程中下沉率、着陆速度、飞机质量及着陆迎角等参数时间历程曲线发现,虽然着陆参数值都处在正常范围内,但冲击谱放大系数 $A$ 对这些参数的变化很敏感,说明冲击谱放大系数具有较大的分散性,这也验证了冲击数据归纳的必要性。对比SRS实测谱与单个架次冲击谱可以看出,SRS实测谱并不是简单的对所有架次冲击谱图的极值包络,而是运用概率统计方法对样本数据的分散性进行科学的估计,因此能够更加合理地对发动机着陆冲击谱进行归纳,反映出其冲击特性。对比SRS实测谱与SRS规范谱图可以发现,在某些频段,SRS规范谱对冲击谱进行了平直化处理,相比谱线变化剧烈的SRS实测谱,由若干平直段构成的SRS规范谱更加简洁地反映出结构的冲击特性,利于后期分析不同通道的冲击特性差异。同时,根据GJB150.18A—2009可知,通过对SRS规范谱增加3 dB或6 dB的裕量,结合真实冲击数据的最大峰值,即可直接用作冲击试验的激励图谱,从而使结构的冲击环境试验尽可能包含实际冲击危险载荷,保证了对结构冲击载荷考察的全面性。

图7给出了风扇机匣纵向( $x$ 向)、侧向( $y$ 向)、法向( $z$ 向)3个方向上的SRS规范谱图,可以看出同一位置不同方向上的冲击谱走势差异明显,其中风扇机匣侧向冲击谱在发动机高压转速基频241.7 Hz处,放大系数达到了最大值21.7;而在纵向和垂向冲

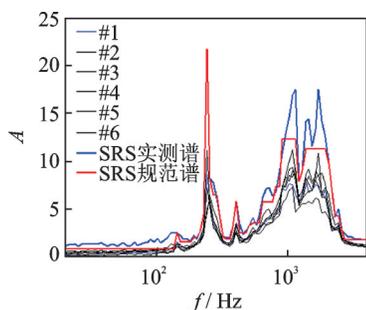


图6 某发动机着陆过程风扇机匣侧向SRS谱图对比

Fig.6 SRS of the fan casing in lateral direction

击谱上,241.7 Hz处并未出现峰值且放大系数不大于3。这说明如果当位于某一位置上的机载设备或结构件的冲击放大系数很大时,有可能通过改变安装方向,显著减小其冲击损伤风险。另一方面,在200~2 000 Hz的频段内,风扇机匣3个方向冲击放大系数大于10的频带占比大。假设风扇机匣的冲击幅值为10 g,对于在风扇机匣上安装的机载设备或结构件,如果其固有频率落在这些频段内,那么其冲击峰值将高达100 g,这对于机载设备或结构件的正常工作或结构安全会造成较为一定的安全隐患。因此,在设计部件结构时,需要考虑其固有频率与安装位置处的冲击谱的关系,如冲击峰值超过结构的许用范围,则应改进结构或采取减振防冲措施,以减轻冲击对设备的损伤。

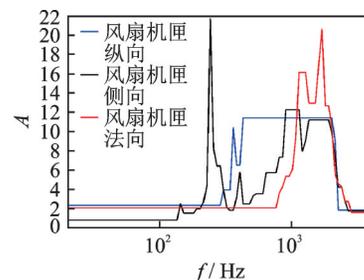


图7 着陆过程风扇机匣3个方向SRS规范谱对比

Fig.7 Normalized SRS of fan casing in three directions

图8为两型发动机着陆过程风扇机匣侧向SRS规范谱,其中两型发动机的质量、推力等很相近,且配装于同一型号飞机。可以看出,虽然冲击测点以及方向相同,但两型发动机冲击着陆过程SRS规范谱呈现出很大的差异,这说明发动机冲击特性的复杂性。另一方面也表明,在开展发动机机载设备或结构件的冲击试验过程中,应选择对应发动机的实测数据作为试验条件,如果条件限制只能移植类似型号的冲击谱图,也应该进行慎重的裁剪,否则简单的移植可能会造成冲击试验的不合理性,甚至无法满足装备的实际使用需求。

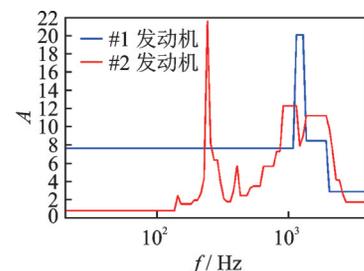


图8 两型发动机着陆过程风扇机匣侧向SRS规范谱

Fig.8 Normalized SRS of the fan casing in the lateral direction

## 4 结 论

1) 不同架次之间着陆冲击谱曲线走势基本一致,但在某些频率范围内冲击放大系数差异较大,说明了冲击数据具有较大的分散性。

2) SRS实测谱和SRS规范谱都能够对分散性较大的冲击数据进行科学的归纳,其中SRS规范谱得到的谱图更加简洁,利于后期分析不同通道的冲击特性差异。

3) 同一位置不同方向上的冲击谱走势差异可能呈现很大的差异,因此有可能通过改变设备或结构件的安装方向,降低其冲击损伤风险。

4) 不同发动机之间的冲击谱可能存在巨大差异,在开展机载设备或结构件的冲击试验过时,应选择对应发动机的实测数据作为试验条件。如果条件限制,只能移植类似型号的冲击谱图,也应慎重裁剪。

## 参 考 文 献

- [1] 雷晓波,张强,张永峰.固定翼飞机外挂物着陆冲击响应谱研究[J].飞行力学,2015,33(2):161-164.  
LEI Xiaobo, ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng. Research on shock response spectrum for fixed-wing aircraft external store landing[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(2):161-164. (in Chinese)
- [2] 中国人民解放军总装备部.GJB150.18A—2009 军用装备实验室环境试验方法第18部分:冲击试验[S].北京:中国标准出版社,2009.
- [3] 王翠荣,施广富,郭军.固体火箭发动机冲击信号响应谱分析[J].固体火箭技术,2003,26(2):57-60.  
WANG Cuirong, SHI Guangfu, GUO Jun. Analysis of impact signal response spectrum of solid rocket motors [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(2): 57-60. (in Chinese)
- [4] 卢来洁,马爱军,冯雪梅.冲击响应谱试验规范述评[J].振动与冲击,2002,21(2):18-21.  
LU Laijie, MA Aijun, FENG Xuemei. A review of shock response spectrum test standard[J]. Journal of Vibration and Shock, 2002, 21(2):18-21. (in Chinese)
- [5] 杨光,刘波,李正举,等.航天器火工冲击源力函数模拟分析[J].航天器环境工程,2020,37(4):348-354.  
YANG Guang, LIU Bo, LI Zhengju, et al. Simulation of pyroshock load force function on spacecraft [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(4): 348-354. (in Chinese)
- [6] 印寅,聂宏,魏小辉,等.飞机起落架收放系统动力学分析与试验[J].振动、测试与诊断,2016,36(4):641-646.  
YIN Yin, NIE Hong, WEI Xiaohui, et al. Dynamics analysis and testing of an aircraft's landing gear retraction system [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016, 36(4):641-646. (in Chinese)
- [7] 雷晓波,邓小宝,张强.飞机着陆冲击响应谱分析[J].科学技术与工程,2014,14(34):298-300.  
LEI Xiaobo, DENG Xiaobao, ZHANG Qiang. Analysis of shock spectrum for aircraft landing [J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(34): 298-300. (in Chinese)
- [8] 马双员,雷晓波,张强,等.飞机着陆吊舱相对位移冲击谱分析[J].现代机械,2016,6(1):75-78.  
MA Shuangyuan, LEI Xiaobo, ZHANG Qiang, et al. Analysis of relative displacement shock response spectrum for aircraft pod landing [J]. Modern Machinery, 2016, 6(1):75-78. (in Chinese)
- [9] 刘东升,刁文琦.基于可靠性试验的飞机振动数据归纳方法研究[J].振动工程学报,2007,20(6):635-639.  
LIU Dongsheng, DIAO Wenqi. Inductive method for flight vibration environment data based on reliability test [J]. Journal of Vibration Engineering, 2007, 20(6): 635-639. (in Chinese)
- [10] 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(1):115-117.  
YUAN Hongjie, LUO Min, JIANG Tongmin. Study on inductive method for environmental measured data of random vibration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 115-117. (in Chinese)
- [11] 田永卫,闫楚良,张书明,等.飞机随机振动环境实测试验数据的归纳方法[J].振动、测试与振动,2014,34(6):1129-1133.  
TIAN Yongwei, YAN Chuliang, ZHANG Shuming, et al. Inductive method of flight test data measured from aircraft random vibration environment [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2014, 34(6): 1129-1133. (in Chinese)
- [12] 雷晓波,张霞妹,李密,等.振动试飞数据归纳方法及在振动耐久试验中的应用[J].噪声与振动控制,2017,37(5):180-184.  
LEI Xiaobo, ZHANG Xiamei, LI Mi, et al. Inductive methods of vibration flight test and application on vibration endurance test [J]. Noise and Vibration Control, 2017, 37(5):180-184. (in Chinese)
- [13] 中国人民解放军总装备部.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.
- [14] GEERS T L, HUNTER K S. An integrated wave-effects model for an underwater explosion bubble [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2002, 111(4): 1584-1601.
- [15] ASTLEY R J. Transient wave envelope elements for wave problems [J]. Journal of Sound and Vibration, 1996, 192(1):245-261.



**第一作者简介:**王茜,女,1990年6月生,工程师。主要研究方向为航空发动机结构可靠性、发动机振动与冲击测试分析及飞行试验测试技术等。曾发表《无人机地面运动控制与仿真》(《计算机测量与控制》2017年第25卷第4期)等论文。  
E-mail:627983062@qq.com