

抖振载荷谱等效简化方法试验研究

石元华, 王勇军

(成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘要: **目的** 对抖振疲劳载荷谱等效方法开展试验验证工作。**方法** 给出从抖振载荷响应应力概率密度函数分区等效常规疲劳响应应力的计算公式, 分别进行模拟抖振试验和定频悬臂弯曲疲劳试验, 后者试验的控制参数需要根据计算的等效应力进行设置和调整, 对比两个试验中试件寿命的一致性。**结果** 形成了有效的试验方法, 试验结果与理论设计基本一致, 进一步根据试验现象, 提出了试验的改进方案。**结论** 该等效方法有效。

关键词: 抖振; 动载荷等效; 疲劳

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.021

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0118-04

Experimental Study on Equivalent Simplification of Buffeting Load Spectrum

SHI Yuan-hua, WANG Yong-jun

(Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610000, China)

ABSTRACT: The paper aims to test and verify the equivalent method of buffeting fatigue load spectrum. The calculation formula of equivalent conventional fatigue response stress was given from the probability density function of buffeting response stress. Simulated buffeting test and fixed frequency cantilever bending fatigue test were carried out. The control parameters of the latter need to be set and adjusted according to the calculated equivalent stress. Finally, the consistency of the specimens fatigue life between the two tests was compared. An effective test method was formed. The experimental results were in good agreement with the theoretical calculation. Furthermore, according to the experimental phenomena, the improvement scheme was proposed. The equivalent method is effective.

KEY WORDS: buffeting; equivalent of dynamic load; fatigue

现代战斗机的高速机动大攻角飞行被视为重要的战术指标。大攻角飞行, 由机头、鸭翼、机翼边条等产生脱体涡, 垂尾、平尾等部件正好处于脱体涡发展区域。脱体涡破裂, 形成随机脉动压力作用在垂尾、平尾等关键部件上, 使其产生强迫振动即抖振。当脉动压力的频率分布包络垂尾、平尾的特征频率, 抖振的振动量值将更多地由结构共振提供。美国 F/A-18 战斗机起初服役不到 1000 飞行小时, 经过数次大攻

角飞行后, 在垂尾根部机身框上产生了疲劳裂纹, 而全尺寸疲劳试验进行约 15 000 h 才在相似区域发现裂纹^[1]。垂尾、平尾等关键部件的疲劳问题不再是单纯的动态或常规疲劳, 需考虑机动载荷与动态抖振载荷的叠加效应。

考虑常规载荷与抖振载荷的疲劳试验有两种方案: 一种是模拟实际抖振形式, 采用气囊模拟机动载荷, 在此基础上采用激振器或振动台激励使得试验件

收稿日期: 2020-07-09; 修订日期: 2020-07-19

Received: 2020-07-09; Revised: 2020-07-19

作者简介: 石元华 (1986—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为结构动力学试验技术。

Biography: SHI Yuan-hua (1986—), Male, Master, Engineer, Research focus: structural dynamics test technology.

关键响应点振动量值与飞行实测值一致;另一种是将动态抖振载荷等效到准静态载荷上,再与常规载荷叠加,理论上已有比较明确的等效方法,但还有大量基础工作要做。

澳大利亚航空与航海研究试验室 (AMRL) 开发了一套全尺寸疲劳试验系统,采用振动产生抖振载荷与机动载荷叠加来模拟 F/A-18 飞机典型飞行工况^[2-3]。该系统庞大而复杂,有 60 多个不同类型的激励器、112 通道抖振载荷数据采集、490 通道机动载荷数据采集、8 台激励器、动态控制系统,实施中还需要解耦设计和保护策略。国内学者考虑随机性,在概率统计上以概率距离最小为目标进行同类型加载方式下载荷谱的等效浓缩^[4]。

文献[5]详述了我国先进战斗机设计中攻克的诸多抖振相关的技术,其中 V 尾抖振动态疲劳载荷谱编制方法与试验实施方案即是方案二思路。该方案根据损伤等效理论,将抖振载荷等效为若干典型循环,进而大幅缩短试验时间,降低试验复杂度。该方法理论明确,公开资料显示,对方法的试验验证工作鲜有报道。

为简化叠加机动和抖振载荷的 V 尾疲劳试验提供支撑,文中创造性地开展抖振载荷谱等效简化方法的试验研究工作,形成有效的试验规程,并提出了验证试验的改进方案。

1 试验原理

采用模拟抖振响应的疲劳试验,其设备复杂,试验周期长。采用等效简化的方法能降低试验设备复杂度和大幅缩短试验时间。对等效简化方法开展了试验研究,其逻辑流程如图 1 所示。抖振是典型的窄带随机振动,响应的峰/谷幅值服从高斯分布,幅值的概率密度函数为瑞利分布。将瑞利分布分区,并选取 3 种典型的抖振载荷幅值 (2σ 、 3σ 、 4σ)。基于 $S-N$ 曲线和 Miner 损伤累计准则,将各区的总损伤等效到相应的载荷幅值上,进而得到各载荷幅值的循环数,再按照一定顺序组合成载荷谱^[5]。与常规疲劳试验类似,这种由稳定幅值段组成的载荷谱能够以较低的频率施加给试验件,获得疲劳寿命时间 t_s 。相应地,进行抖振模拟试验设计,采用合适的激励信号、带宽和量值使试件产生与抖振响应一致的信号特征,获取动态疲劳寿命时间 t_D 。通过对 t_s 与 t_D 的分析,判断简化方法的可行性和合理性。

试验中的误差是典型载荷幅值循环数获取,模拟抖振和准静态疲劳试验方法以及偏载的施加方式,需要根据试验结果进行优化改进。将抖振载荷等效到典型载荷幅值计算公式:

$$p_{k\sigma} = t \frac{N_0}{(k\sigma)^b} \sigma_R^b \int_{k-0.5}^{k+0.5} s^{b+1} e^{-\frac{s^2}{2}} ds \quad (1)$$

式中: b 为 Miner 系数; t 为模拟抖振试验时间; N_0 为随机振动单位时间平均应力峰值数; $p_{k\sigma}$ 为典型载荷 $k\sigma$ 的循环数; σ_R 为随机振动应力均方根值; $k=2、3、4$ 。

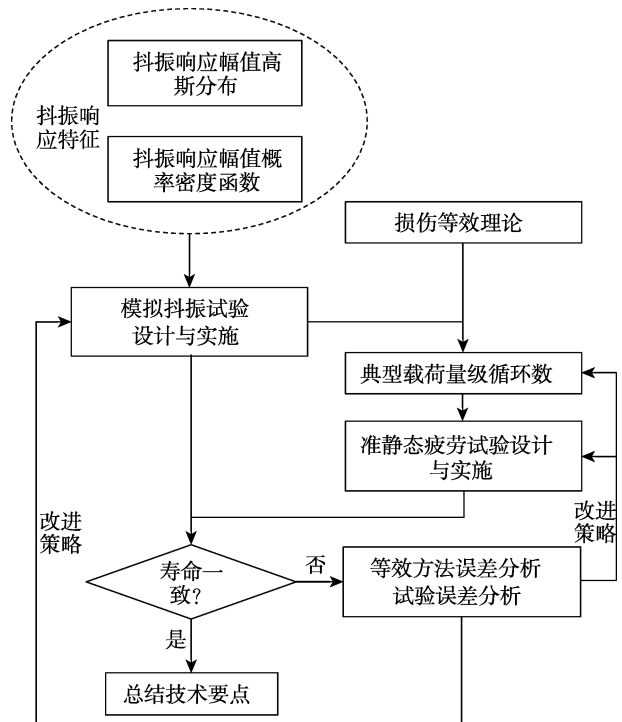


图 1 抖振载荷谱等效简化方法试验流程
Fig.1 Test flow chart of equivalent simplification of buffeting load spectrum

2 试验设计

2.1 试验规划与试验件

等效验证试验规划有无偏载、4 N 和 10 N 偏载载荷,依据 HB/Z 112—1986《材料疲劳试验统计分析方法》,单项试验试验件不少于 5 件。试验件的设计如图 2 所示,材料为 2124-T851。



图 2 试验件
Fig.2 Test sample

2.2 模拟抖振疲劳试验

结构抖振疲劳属于窄带高斯随机激励的动态疲劳,国内外学者均对这类随机振动疲劳有研究。文献[6-7]研究了包含特征频率的稳态高斯、稳态非高斯和非稳态非高斯窄带随机激励信号对疲劳寿命的影响,并指出了频域损伤计算方法的适用性。文献[8]给出了寿命预估公式,并采用悬臂缺口试件进行了单轴或多

轴随机振动加速疲劳寿命试验。国防科技大学采用 6061-T6 材料进行了随机振动加速疲劳试验方法研究,指出加速度 PSD 幅值不变的高斯信号激励,谱带宽和均方根值对疲劳寿命的影响有限,对于非高斯信号,峭度和带宽对疲劳寿命影响明显^[9]。文中的重点是验证简化方法的有效性,采用高斯信号,并将随机加速度激励谱的 PSD 幅值、带宽、峭度固定。采用橡胶绳悬挂砝码方式施加偏载。随机激励谱如图 3 所示。

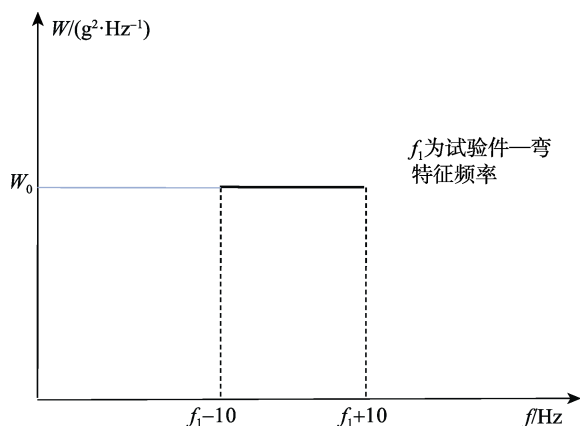


图3 模拟抖振疲劳试验谱

Fig.3 Simulated buffeting fatigue test spectrum

试验在小型振动台上进行,如图 4 所示,操作步骤为:先用小加速度量值进行正弦扫频,采集激励加速度和试件相应位置应变,求得传递函数,获取特征频率 f_1 ;然后按图 3 的试验谱设置参数,进行随机振动,监测应变信号。当特征频率 f_1 减小 2% 时,即认为有裂纹产生,检查确认试验过程是否正常,记录疲劳寿命有效时间 t_D 。

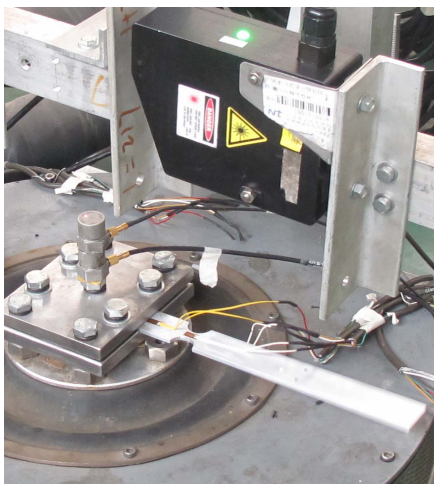


图4 模拟抖振试验

Fig.4 The site of simulated buffeting test

2.3 准静态疲劳试验

模拟抖振疲劳试验件是悬臂弯曲振动形态,进行

等效简化后的准静态疲劳试验件变形形态也应与其保持一致,加载精度为 2%。文中开发了一套基于小型振动台的准静态疲劳试验系统^[10],采用橡胶绳悬挂砝码方式施加偏载,设计带力传感器的柔性激振杆激励试验件,激振杆与试验件铰接,试验如图 5 所示。

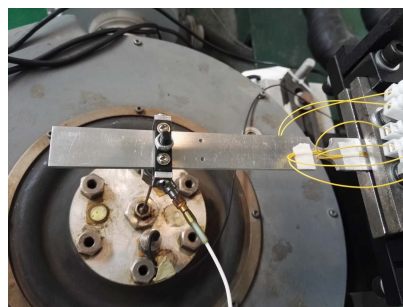


图5 准静态疲劳试验

Fig.5 The site of quasi-static fatigue test

试验中激励频率为 10 Hz,激振杆需要特殊设计以满足加载精度和稳定性,主要有屈曲、应力和模态分析。操作步骤为:振动台通电,使得动圈复位,安装试验件,调整试验件位置以确保激振杆与试件能正确连接,并紧固试验件安装和激振杆连接螺栓;然后小量值正弦位移激励,分析力和应变幅值,根据分析设置激励谱程序块进行试验。当监测应变的幅值减小 5%,即认为试验件产生裂纹,检查试验件确认裂纹,记录激励谱循环时间 t_S 。

3 试验结果与改进

无偏载、4 N 和 10 N 偏载等效验证试验共进行了 44 件试验,疲劳寿命及均值统计如图 6 所示。可以看出,无偏载的等效结果吻合度较高,考虑叠加偏载,等效结果也较吻合。随偏载量值增加,疲劳寿命时间相应增加,原因是偏载的施加使试验件动应力均方根值减小。有偏载时,抖振疲劳与准静态疲劳寿命均值的偏差较无偏载时增大,这与采用橡胶绳施加偏载增大系统阻尼有关。

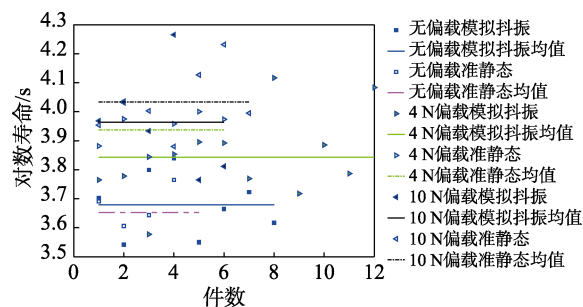


图6 模拟抖振和准静态疲劳试验件寿命统计

Fig.6 Life statistics of test pieces for simulated buffeting test and quasi-static fatigue test

通过对试验分析与总结, 提出如下改进措施。

1) 对偏载施加方式进行改进, 设计细长弹簧(约 1 m) 替代橡胶绳, 既降低系统阻尼和附加惯性质量的影响, 又减小了偏载的波动。

2) 高应力区应变计寿命短, 采用激光测振仪全程测量应变计的加速度。试验初期, 建立加速度与应变的传递函数。应变计失效后, 可根据加速度信号逆推测点应变^[11], 间接获取全程应力, 提高等效载荷谱编制精度。

3) 激振杆与试验件连接改为夹持连接。

4 结语

对抖振疲劳载荷谱等效方法开展了试验验证工作, 采用振动台进行稳态高斯激励模拟抖振特征, 并获取了疲劳寿命。开发了相应的准静态疲劳试验装置进行等效准静态疲劳的试验研究, 设置了多组不同偏载量值的试验, 分析了模拟抖振和准静态疲劳寿命分布, 结果基本一致, 表明等效方法有效。最后根据试验总结提出了明确的试验改进措施, 待后续采用结构细节模拟试验件进行深入研究。

参考文献:

- [1] MOLENT L, BARTER S A, WHITE P, et al. Damage Tolerance Demonstration Testing for the Australian F/A-18[J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(6): 1031-1038.
- [2] CONSER D P, GRAHAM A D, SMITH C J, et al. The Application of Dynamic Loads to a Full Scale F/A-18 Fatigue Test[R]. Naples Italy: 20th congress of the ICAS, 1996.
- [3] CONSER D P, MOUSER C, WALDMAN W. Dynamic Load Development and Results for Dynamic Excitation of a Full-scale F/A-18 Fatigue Test Article[R]. Melbourne Australia: 21th congress of the ICAS, 1998.
- [4] 金甲, 姚卫星, 谢飞, 等. 疲劳载荷谱 B 氏等效与试验验证[J]. *航空科学技术*, 2016, 27(7): 57-63.
- [5] JIN Jia, YAO Wei-xing, XIE Fei, et al. Equivalence of Fatigue Load Spectra Based on B-distance with Experimental Verification[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2016, 27(7): 57-63.
- [6] 金伟, 杨智春, 孟德虹, 等. 先进战斗机全动 V 尾抖振强度设计与验证[J]. *航空学报* 2020, 41(6): 523473-523473.
- [7] JIN Wei, YANG Zhi-chun, MENG De-hong, et al. Advanced Fighter All-moving V-twin tail Buffet Design, Analysis and Test[J]. *Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica*, 2020, 41(6): 523473-523473.
- [8] ČESNIK M, SLAVIČ J, CAPPONI L, et al. The Relevance of Non-stationarities and Non-Gaussianities in Vibration Fatigue[J]. *MATEC Web of Conferences*, 2018, 165(8): 10011.
- [9] TSIANIK V. Improved Fatigue Reliability and Accelerated Testing Methods for Vibratory Systems under Gaussian and Non-Gaussian Excitation[D]. USA: Oakland University, 2018:.
- [10] PAULUS M E. Fatigue Damage Accumulation due to Complex Random Vibration Environments: Application to Single-axis and Multi-axis Vibration[D]. USA: University of Maryland, 2011.
- [11] JIANG Yu, YUN Gun-jin, ZHAO Li, et al. Experimental Design and Validation of an Accelerated Random Vibration Fatigue Testing Methodology[J]. *Shock and Vibration*, 2015(6): 1-13.
- [12] 石元华, 王勇军. 一种具有模拟抖振和施加准静态载荷功能的试验装置: 中国, 201811479889.0[P]. 2019-04-23.
- [13] SHI Yuan-hua, WANG Yong-jun. A Test Device with Functions of Simulating Buffeting and Applying Quasi-static Load: China: 201811479889.0[P]. 2019-04-23.
- [14] KIM Chan-jung. Accelerated Sine-on-Random Vibration Test Method of Ground Vehicle Components over Conventional Single Mode Excitation[J]. *Applied Sciences*, 2017, 805: 1-11.