

文章编号: 1001-4888(2016)04-0543-07

基于真空吸盘的新型振动加载技术研究及应用^{*}

张治君^{1,2}, 何石¹, 王龙¹, 李益萱^{1,2}

(1. 中国飞机强度研究所, 陕西西安 710065; 2. 航空噪声与动强度航空科技重点实验室, 陕西西安 710065)

摘要: 传统的振动加载技术, 试件通过刚性夹具与振动台台面进行连接, 刚性夹具采用螺栓与振动台台面和试件进行连接。一些试验要求振动加载装置的连接不能破坏试件结构, 传统的螺栓方式不能满足要求。本文研究了一种基于真空吸盘的新型振动加载技术, 振动加载杆通过真空吸盘吸附在试件表面。该项技术已在垂尾结构的动态疲劳试验中得到应用。应用实践证明, 这种基于真空吸盘的振动加载技术方便、可靠、安全, 弥补了传统加载方式的不足。

关键词: 真空吸盘; 加载技术; 振动试验; 动态疲劳

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

DOI: 10.7520/1001-4888-15-239

0 引言

飞机始终在振动环境中使用, 单一的静强度试验并不能真实模拟飞机所受载荷。典型的例子如现代双垂尾战机在大攻角飞行时, 包括垂尾、尾翼在内的后机身结构在混乱涡流的击打下可能发生抖振, 引发结构的动态疲劳, 导致飞机结构的迅速破坏^[1]。造成这种后果的根本原因是这些结构不仅受机动载荷作用, 还受覆盖结构主要模态频率的动态载荷作用。因此有必要在地面模拟真实的动态疲劳载荷环境, 对结构的抗动态疲劳能力进行检验和考核^[2]。

在振动试验中, 传统的振动加载技术是通过刚性夹具转接, 将振动台台面与试验件进行连接。夹具与振动台台面之间、夹具与试验件之间均通过螺栓来连接。一些试验要求振动加载装置的连接方式不能破坏试验件结构, 即不能在试验件上打孔, 例如某型飞机后机身结构动态疲劳试验。此类试验要求振动载荷加载装置在安装过程中不应破坏试验件自身结构, 并且能够随时分离加载装置和试验件结构, 以便对试验件进行各种检查和检测, 以及对试验加载系统进行检查和维护。传统的螺栓打孔固定方式不能满足这类试验要求。目前国内对此项技术还未见有研究, 国际上澳大利亚联合加拿大进行了 F/A-18 后机身动态疲劳试验^[1], 但其中有关振动载荷加载技术方面的资料未见公开发表。本文研究了基于真空吸盘的新型振动加载技术, 满足以上试验要求, 并已成功应用于某型飞机垂尾结构的动态疲劳试验。

1 真空吸盘

真空吸盘实物见图 1。吸附原理(见图 1 中①所示)是将真空吸盘与需要连接的物体接触, 通过抽气孔将真空吸盘内部的空气抽出, 使得吸盘内产生负气压, 从而利用外部大气压将真空吸盘压紧在试验件表面, 将需要连接的试验件吸牢。需要断开连接时(见图 1 中②所示), 通过进气口对真空吸盘内进行快速平稳的充气, 使真空吸盘内由负气压变成零气压或者稍为正的气压, 真空吸盘与被连接试验件快速脱离。

真空吸盘最大承拉能力可以由公式(1)计算:

^{*} 收稿日期: 2015-12-15; 修回日期: 2016-01-18

通讯作者: 张治君(1979—), 男, 博士, 高级工程师, 研究方向: 动态疲劳。Email: 294957107@qq.com

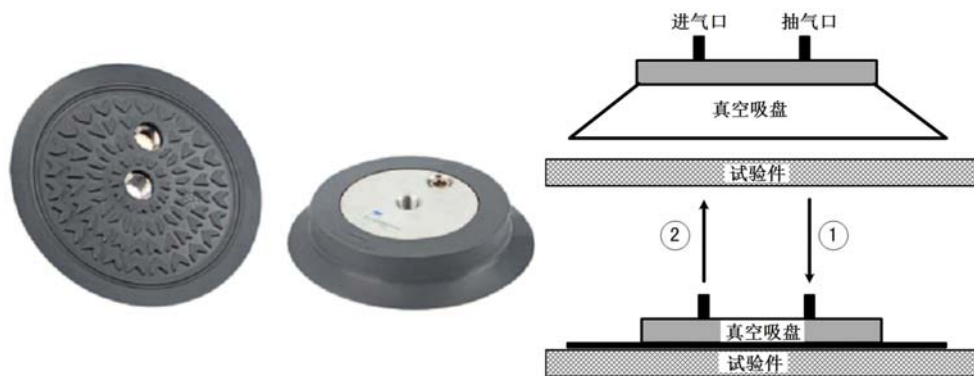


图 1 真空吸盘

Fig. 1 Vacuum pad

$$F = S \times \Delta p \quad (1)$$

式中, F 为吸盘承拉能力; S 为吸盘吸附面积; Δp 为吸盘内外压差。 Δp 理论最大值即为一个大气压差。举例计算, 某方形接触面真空吸盘, 有效吸附面积 $300\text{mm} \times 300\text{mm}$, 真空吸盘内外压差 0.08MPa , 该真空吸盘承受拉力能力为:

$$F = S \times \Delta p = 300 \times 300 \times 0.08 = 7200\text{N}$$

2 真空吸盘加载技术

真空吸盘加载技术是一种新型的试验加载技术, 有其自身特有的加载特性:

1) 通过软性橡胶吸附在试验件表面, 不破坏试验件结构

真空吸盘利用大气压吸附在试验件表面, 且吸附面为软性橡胶, 不再使用螺栓连接, 从而避免试验件自身结构上打孔, 对试验件结构不造成损伤。

2) 易于与试验件分离

试验过程中可随时分离真空吸盘和试验件, 便于对试验系统进行各种检查和维护, 以及对试验件进行各种检测和探伤。

紧急情况下, 对真空吸盘可进行快速充气, 将真空吸盘与试验件迅速分离, 达到保护试验件和加载装置的目的。

3) 真空吸盘吸力有限

真空吸盘吸附力较小, 吸力大小取决于真空吸盘面的面积, 以及吸盘内外压差的大小, 两个因素共同作用。

根据自身的加载特性, 真空吸盘加载技术在飞机结构静力试验、常规疲劳试验中已经获得一些实际应用, 并取得不错的效果。例如在 EC175/Z15 平尾疲劳试验中就成功应用了真空吸盘加载技术^[3], 见图 2。

该试验中, 应用了方形接触面的真空吸盘。液压作动筒通过加载工装与真空吸盘连接, 真空吸盘吸附在平尾结构表面, 静力、常规疲劳载荷通过真空吸盘传递给试验件。由计算机、测力计、作动筒、真空系统、吸盘加载装置和试验件构成一个闭环加载控制系统, 对试验件进行推拉双向加载。该试验结果表明, 在静载/常规疲劳载荷加载试验中, 真空吸盘加载方式具有实施的简便性、安全性、可靠性和高效性。

3 基于真空吸盘的新型振动加载技术

真空吸盘因其自身的加载特性, 在振动试验中还未得到有效应用。振动载荷的加载, 要求振动加载装置在加载方向上具有足够刚性, 且可承受加载方向的大过载。而真空吸盘与试验件之间为软性橡胶吸附, 且吸附力有限, 即便振动加载方向的较小过载也无法承受。因此, 如果要利用真空吸盘设计振动

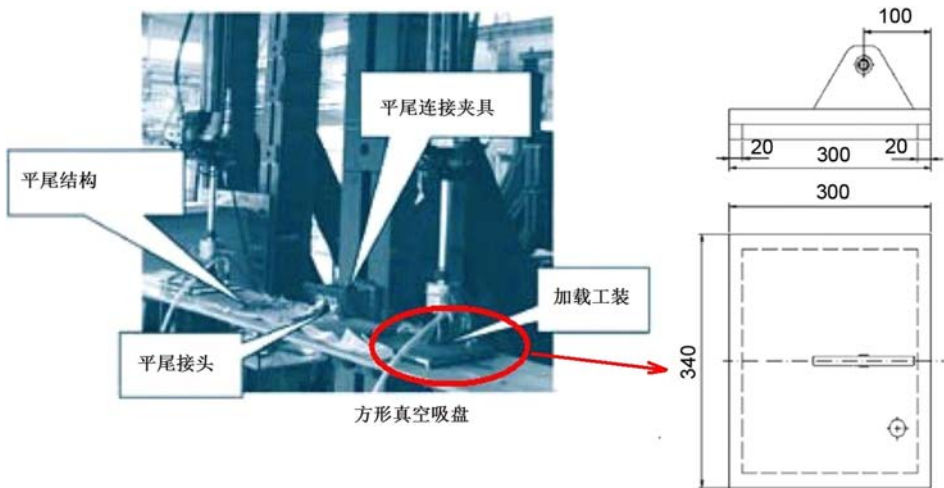


图 2 Z15 疲劳试验

Fig. 2 Z15 fatigue test

载荷加载方案,需要解决以下问题:

- 1) 与试验件在振动加载方向上刚性连接;
- 2) 可承受加载方向的大过载。

为了解决以上问题,研究解决方案:“推-退”振动加载系统。振动加载装置为往复式加载装置,引入一对振动台和一对真空吸盘。真空吸盘 1、真空吸盘 2 紧紧吸附在试验件表面,任何时刻振动台 1 和振动台 2 的控制谱均大小相等、同步反向,即相位相差 180° (见图 3)。某一时刻为步骤一,振动台 2 施加推力,此时真空吸盘 2 被紧紧压在试验件表面;吸附在试验件另一侧表面的真空吸盘 1 与振动台 1 则同步后退,真空吸盘 1 不承受任何拉力,试验件承受向左的动载。下一时刻进入到步骤二,振动台 1、真空吸盘 1 和振动台 2、真空吸盘 2 角色互换,试验件承受向右的动载。之后回到步骤一,如此循环往复持续加载。

整个加载过程中,真空吸盘均被紧压在试验件表面,起到固定加载点位置的作用,自身不承受任何拉力,实现了与试验件的刚性连接,并且可以承受加载方向的大过载。

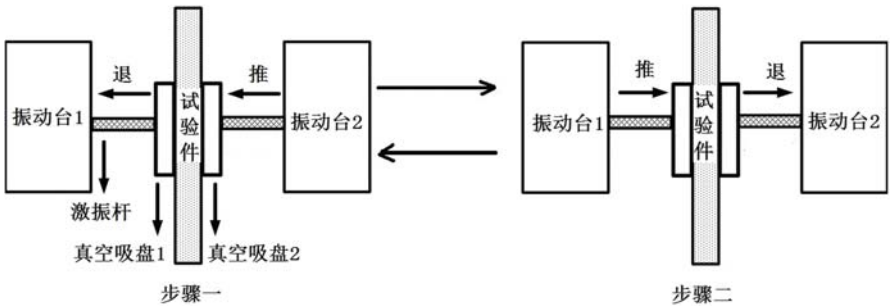


图 3 “推-退”系统

Fig. 3 “push-back” system

3.1 振动加载杆设计

在“推-退”系统这个解决方案中,振动台需要通过加载杆来连接真空吸盘,为此需要设计振动加载杆。振动加载杆应满足以下设计要求:

- 1) 可变加载角度

振动加载要求加载方向要与加载面保持垂直,而柔性较大的试验件在加载过程中会发生一定角度的变形,导致加载方向与加载面无法保持垂直,因此振动加载杆必须具有可变加载角度的能力。

2) 可基于力控制

振动试验中,通常采用加速度、速度或位移作为控制参数。但对于某些试验件,例如飞机垂尾结构,在空中机动时的某个工况,承受的力载荷是一定的,而垂尾自身响应会因内部结构的变化而不同。因此,振动加载杆必须可基于激励力控制。

具体设计方案见图 4,激振杆的核心装置是前端和末端的两个液压球头。液压球头是一种连接振动台台面和试验件的机械解耦装置,在激振力的传递过程中,允许球头两个端面之间产生一定的夹角,确保试验的正常进行并保护试验件和振动台^[2]。真空吸盘通过底板中心安装螺纹孔与激振杆连接,后端球头与振动台台面连接,在两个球头之间嵌入动态力传感器,振动加载通过嵌入加载杆的力传感器来提供控制参数,同时在振动台的表面布置加速度传感器进行加速度监测。

选择吸盘底边直径 d 为 360mm,在吸盘吸合面粘贴一圈宽度 20mm、厚度 15mm 的密封用发泡胶条,增加吸盘的密闭性。设定吸盘真空度不低于 90%,吸盘最大承拉能力计算如下:

$$F = S \times \Delta p = \frac{1}{4} \pi d^2 \times \Delta p = 9160 \text{ N}$$

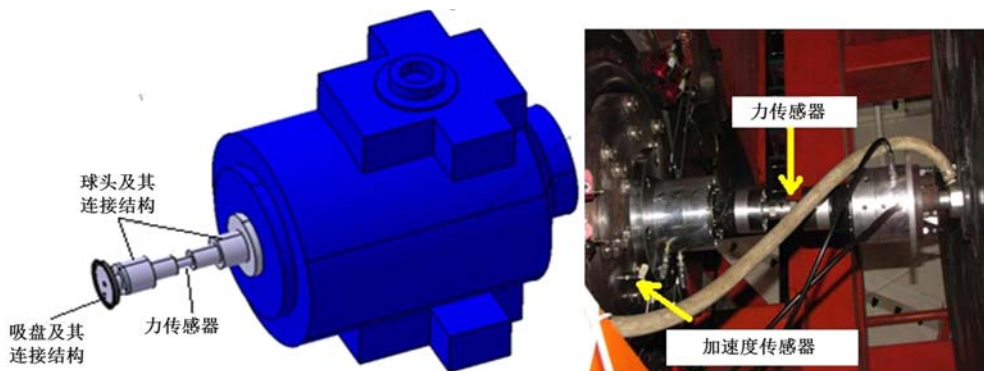


图 4 振动加载杆

Fig. 4 Vibration loading bar

3.2 加载测试试验平台

设计仿垂尾试验件及其支持框架,作为加载测试的试验平台(见图 5)。

试验件所选材料为钢材,安装在钢结构支撑框架上,现场安装图见图 6。

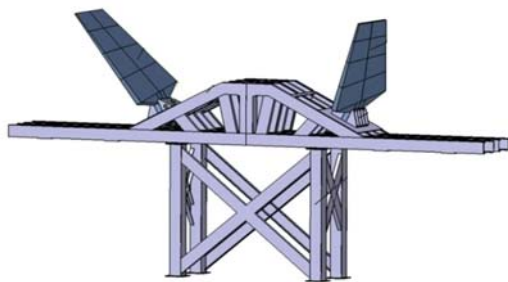


图 5 试验平台

Fig. 5 Test specimen



图 6 振动加载测试

Fig. 6 Vibration loading test

3.3 加载装置对试验件振动特性的影响测试

动态疲劳试验一般要求振动加载装置对试验件自身一阶弯曲频率的影响不超过 8%,为此利用加载测试平台对基于真空吸盘的振动加载装置进行此项测试。目前地面振动试验的方法主要包括相位共振法和相位分离法。相位共振法对飞机施加外激振力后,当激振频率等于飞机的某一固有频率时,飞机就出现共振现象,通过调力与调频相结合的技术,得到飞机某一固有频率及振型、阻尼。相位分离法主

要是通过测量激励力和响应来计算频响函数,然后使用模态识别算法对频响函数进行识别得到结构的模态参数。相位共振法的优点是是振动信号的信噪比高,物理概念直观,易于测试非线性特性,但这种方法由于不需要测试力,激振系统附加质量和附加刚度无法消除,所以得出的振动特性为结构和激振器运动部分组成的系统。而相位分离法是测试频响函数,对结构振动特性的影响只是力传感器与结构之间的这一部分,附加质量等因素的影响取决于力传感器的安装位置,所以可以消除激振器附加质量和附加刚度的影响。对于采用激振器激振,由于激振器的附加质量和附加刚度都比较小,所以两种方法测试结果比较一致。本次试验采用振动台激励,由于振动台动圈附加质量和附加刚度对结构的影响比较大,因此采用相位分离法能够得到更加准确的结果,测试系统见图 7 所示。

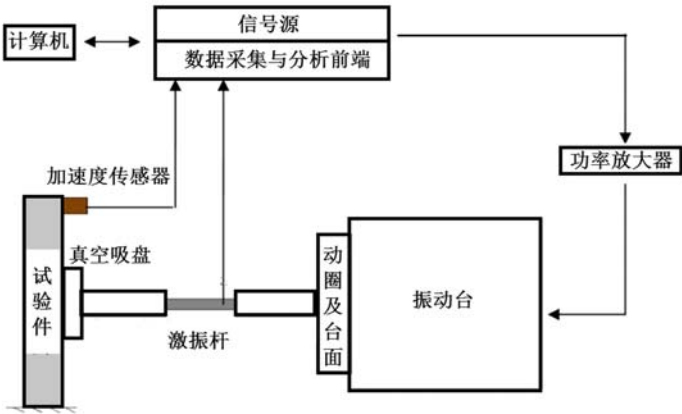


图 7 测试系统

Fig. 7 Test system

振动台激振力为 200N,测试结果见表 1,仿真分析与实测结果的误差百分比均小于 8%,因此可以得出结论,基于真空吸盘的振动加载装置对试验件的振动特性影响较小,可以忽略。

表 1 测试结果

Tab. 1 Test result

序号	模态名称	频率(Hz)		误差百分比
		仿真计算	振动台激振	
1	试验件一弯	13.2	12.2	-7.6%
2	试验件一扭	34.9	34.5	-1.1%
3	试验件二弯	48.4	50.8	5%

4 振动加载控制方案

基于图 5 所示的试验平台,采用激振力控制方式,应用多输入多输出(MIMO)振动控制技术,实现同一时刻、两个加载点的振动控制。所用设备主要包括 4 吨电磁振动台和多输入多输出(MIMO)振动控制仪。整个控制系统见图 8。

5 试验测试结果分析

通过所设计的试验件进行振动加载测试,振动台激振力的控制谱:频率范围:5~200Hz;激振力量级:窄带 1: 600800N²/Hz, 窄带 2: 150000N²/Hz, 窄带 3: 855N²/Hz。要求三个窄带的振动控制精度满足国军标要求^[4,5],激振力均方根误差范围不超过±3dB。测试结果见图 9。

从图 9 可以看出,在有控制精度要求的三个窄带频率范围内,激振力控制精度均小于±3dB,在目标谱的报警线范围之内。其余频段因不作要求,按 0 处理,设为 0.00001N²/Hz。所用 4 吨电磁振动台的动态范围经实测为 39.79dB,以窄带 1 加载谱 600800N²/Hz 对应 0dB 来计算,其对应的振动台最大

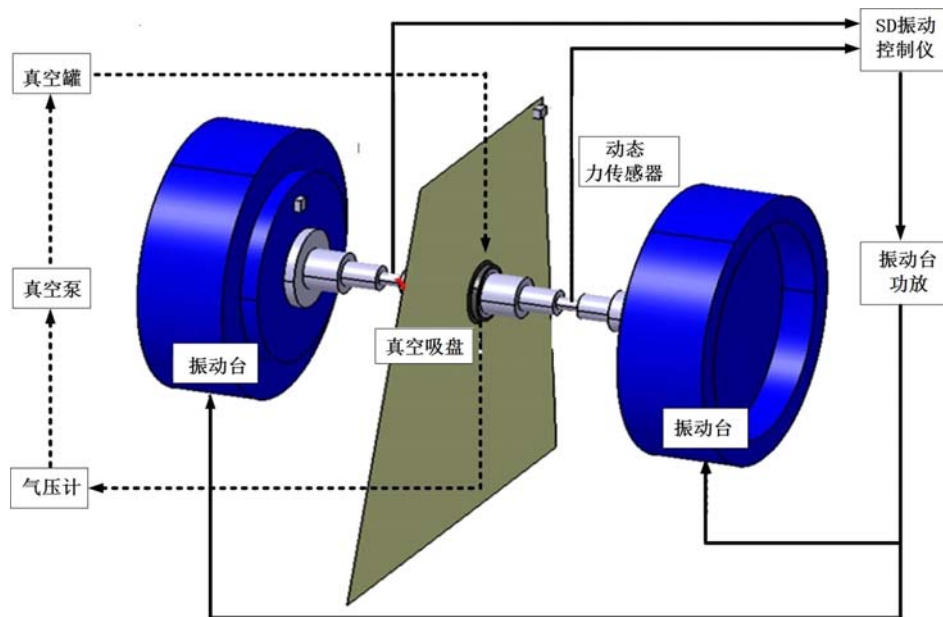


图 8 控制系统

Fig. 8 Control system

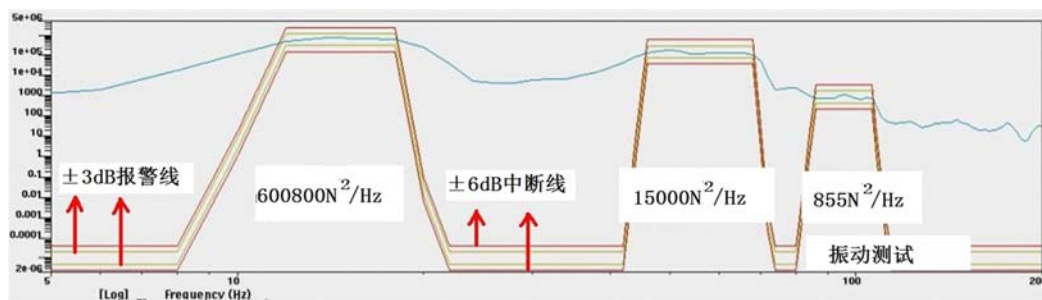


图 9 测试结果

Fig. 9 Test result

动态范围（ -39.79dB ）约为 $60\text{N}^2/\text{Hz}$ ，远远大于 $0.00001\text{N}^2/\text{Hz}$ ，使得三个窄带之外不作要求的实际控制曲线均在目标谱的 6dB 中断线之上。

可以认为，在振动台动态范围之内，基于真空吸盘的振动加载技术可以将控制精度有效控制在 $\pm 3\text{dB}$ 误差范围内，满足国军标要求。

6 结论

飞机结构动态疲劳试验是现代飞机研制过程中很重要的一个环节，而振动加载技术又是动态疲劳试验技术中的一个关键技术。试验证明基于真空吸盘的新型振动加载技术具有方便、可靠、安全的优点，且安装方式不损坏试验件自身结构，便于拆卸和再次安装，其控制精度也达到了国军标要求。“推-退”真空吸盘振动加载技术在国内尚属首次研究和应用，在动态疲劳相关试验中可进行推广应用。

参考文献：

- [1] Graham D, Symons D, Sherman D. ARL F/A-18 IFOSTP Full Scale Fatigue Test[C]. 5th Australian Aeronautical Conference, 1993.
- [2] 张治君, 李益萱, 王龙. 一种新的振动叠加气动耦合载荷加载技术[J]. 实验力学, 2014, 29(2): 172-180 (ZHANG Zhijun, LI Yixuan, WANG Long. A new loading technology based on the coupling of mechanical and aerodynamic vibration[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2014, 29(2): 172-180(in Chinese))
- [3] 邵骞, 马丽娜. 真空吸盘加载技术在 EC175/Z15 平尾疲劳试验中的研究和应用[J]. 航空科学技术, 2013(6): 43

- 46 (SHAO Qian, MA Lina. Research and application of vacuum pad loading technique in EC 175/Z15 horizontal stabilizer fatigue test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013(6):43—46(in Chinese))
- [4] GJB150.16A—2009, 军用装备实验室环境试验方法—振动试验[S]. 2009 (GJB150.16A—2009. Laboratory environmental test methods for military materiel—Vibration test[S]. 2009(in Chinese))
- [5] GJB67A.9—2007, 军用飞机结构强度规范—地面试验[S]. 2007 (GJB67A.9—2007, Military airplane structural strength specification—Ground tests[S]. 2007(in Chinese))

Study of a New Vibration Loading Technology Based on Vacuum Grip Device and its Application

ZHANG Zhi-jun^{1,2}, HE Shi¹, WANG Long¹, LI Yi-xuan^{1,2}

(1. Avic Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China; 2. Aviation Science and Technology Key Laboratory of Aircraft Noise and Vibration Engineering, Xi'an 710065, China)

Abstract: In traditional vibration loading technology, test piece is connected with vibration table top through rigid clamp, while rigid clamp is connected with test piece and vibration table top through screw bolts. But some experiments require that the connection of vibration loading device can not destroy the structure of test piece, so the traditional screw bolt connection method can not meet the requirement. A new vibration loading technology based on vacuum grip device was studied and its details are presented in this paper. In this loading method, the vibration loading rod is adsorbed on the surface of test piece through a vacuum suction cup, without any bolts. This technique has been applied in aircraft vertical fin dynamic fatigue experiment. Application practice indicates that this vibration loading technology based on vacuum grip device is convenient, reliable and safe, which makes up for the deficiency of traditional loading method.

Keywords: vacuum grip device; loading technology; vibration experiment; dynamic fatigue