

# 基于飞机全动垂尾结构的抖振载荷加载方法研究

李益莹<sup>1,2</sup>, 张飞<sup>1,2</sup>, 李凯翔<sup>1,2</sup>, 白春玉<sup>1,2</sup>, 刘小川<sup>1,2</sup>, 王彬文<sup>1,2</sup>

(1.中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065;  
2.强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065)

**摘要:**在大攻角飞行等严酷工况下高机动性飞机的一些典型结构,如全动垂尾结构,会发生强烈的抖振,亟需开展抖振载荷和气动载荷联合作用下的动态疲劳试验。针对此类试验中抖振载荷的加载需求,设计研发了“双液压球头+橡胶板”抖振加载系统与振动台随动加载系统。该系统通过实时追踪垂尾变形后的空间姿态,实现了对变形翼面的垂直加载,同时采用低干扰力控技术将加载装置对结构动力学特性的影响降至最小。基于具有相同动特性的垂尾模拟件,开展了加载方法的试验验证。结果表明:文中提出的加载方法可稳定施加低、中、高量级抖振载荷,系统运行可靠且数据完整有效,验证了其满足全动垂尾动态疲劳试验的技术要求,具有直接工程应用价值,可推广至真实结构的试验中。

**关键词:**全动垂尾结构;动态疲劳试验;振动台随动系统;抖振载荷加载;试验验证

中图分类号:V214.1

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2025)05-0888-08

在飞机结构试验中,全尺寸飞机的常规疲劳试验技术已相对成熟。然而,高机动性飞机在大攻角飞行状态下,机翼气流分离产生的涡流会剧烈击打垂尾表面,引发垂尾及后机身结构的抖振现象。抖振载荷一般为随机振动载荷,其频谱特性与飞机攻角、马赫数密切相关,这类瞬态动态载荷叠加气动静载荷作用时,会导致结构发生动态疲劳破坏<sup>[1-3]</sup>。传统试验方法因无法复现该复杂载荷组合,难以验证高机动飞行下的结构损伤模式。例如,F/A-18战斗机后机身早期试验中,采用“静态加载+振动加载”分步实施的方法,因忽略大攻角下涡流引起的瞬态抖振载荷,导致试验件裂纹出现时间比实际飞行推迟数百小时。因此,需开展飞机在抖振载荷与气动载荷联合作用下的动态疲劳试验,以有效验证结构耐久性。

现有动态疲劳试验技术存在显著局限性:①附加质量与刚度影响问题:传统加载方法(如液压作动筒、刚性夹具)因附加质量和刚度,显著改变了结构的动力学特性;②静-动载荷耦合的失效:常规试

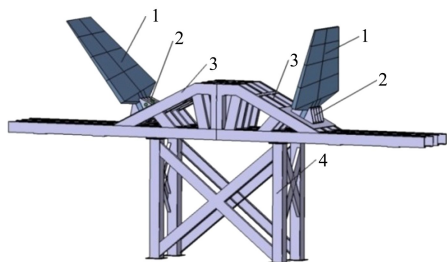
验多采用“静态加载+振动加载”分步实施,无法实现气动载荷与振动载荷的实时同步加载;③变形适应性不足:传统刚性加载装置,如外力法平衡系统,在结构变形时无法跟踪翼面姿态调整加载方向,导致载荷偏离垂直方向或产生附加力矩<sup>[4-5]</sup>。国外研究已取得突破性进展,例如:澳大利亚航空与航海实验室开发了气囊作动器与电磁激振器实时耦合技术,实现机动载荷与振动载荷同步加载,使试验数据与飞行数据吻合度提升90%以上;F-22/F-33垂尾试验通过气囊模拟机动载荷、电磁激振器覆盖结构主要模态频率,成功复现大攻角飞行下的损伤模式<sup>[6-7]</sup>。相比之下,国内研究虽在局部问题(如复合材料舱门振动试验、鸭翼静载加载平衡)取得进展<sup>[8-9]</sup>,但仍存在以下不足:①缺乏标准化加载方法与规范,依赖经验调试;②动态耦合技术薄弱,加载设备对结构动特性干扰显著。

基于上述背景,针对全动垂尾结构动态疲劳试验需求,本文需同时施加气动载荷(通过定制气囊装置)与抖振载荷(通过电磁振动台加载)。抖振载荷以随机载荷形式施加,其功率谱形状以飞行试验数据拟合,通过闭环力控系统实现载荷幅值的精准施加。然而,耦合加载过程面临以下挑战:①垂尾结

构在气动载荷作用下变形时,抖振载荷需始终垂直翼面,且加载设备附加质量/刚度需最小化;②系统需适应垂尾变形后的大角度偏转( $>10^\circ$ ),同时确保试验稳定性。为此,本文提出改进的抖振载荷加载方法,包括“双液压球头+橡胶板”加载装置、振动台随动加载系统及力载荷控制技术。试验验证表明,该方法可实现要求频带内 $\pm 3$  dB精度的抖振加载,最大加载能力达13.5 kN,系统运行稳定可靠,为高机动飞机结构动态疲劳试验提供创新性解决方案。

## 1 垂尾模拟件的设计

为了避免调试试验中真实垂尾结构的损伤及破坏,基于具有相同动特性的垂尾模拟件开展抖振载荷的加载方法研究。垂尾模拟件采用分体式结构,包括盒式主体、安装座、固定框架及立柱<sup>[10]</sup>(见图1),其振动特性需与真实垂尾一致。



1-盒式垂尾模拟件;2-模拟件安装座;3-固定框架;4-框架立柱

图1 垂尾模拟件及其支持结构示意图

有限元分析显示其一阶弯曲(15.1 Hz)、一阶扭转(35.7 Hz)和二阶弯曲(50.6 Hz)频率满足设计要求。扫频试验表明前三阶频率均处于目标频带(频带Ⅰ:11~16 Hz;频带Ⅱ:0~38 Hz;频带Ⅲ:47~68 Hz)内,验证了模拟件的有效性(见图2)。

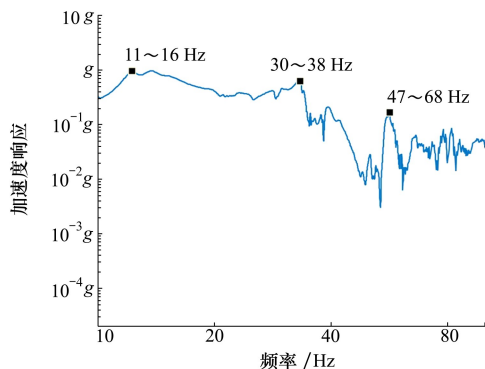


图2 垂尾模拟件扫频图

## 2 抖振载荷加载方法的设计

飞机全动垂尾结构的动态疲劳试验中,抖振载荷的施加需要始终垂直于垂尾结构。而垂尾结构由于气动载荷的施加会发生变形,传统的通过试验夹具直接传递抖振载荷的方法不可行,为此需要开展专门针对本试验加载要求的抖振载荷加载方法研究。

### 2.1 “双液压球头+橡胶板”抖振载荷加载系统

针对垂尾变形下垂直加载需求,本文首先研发了基于“双液压球头”的抖振加载系统。该系统通过机械解耦装置(液压球头)实现加载方向的自适应调节:每个液压球头允许两端面在任意方向偏转最大 $5^\circ$ ,当一端固定于振动台时,自由端可随垂尾变形偏转至 $10^\circ$ ,从而保证结构弯曲 $10^\circ$ 以内时抖振载荷的垂直加载。

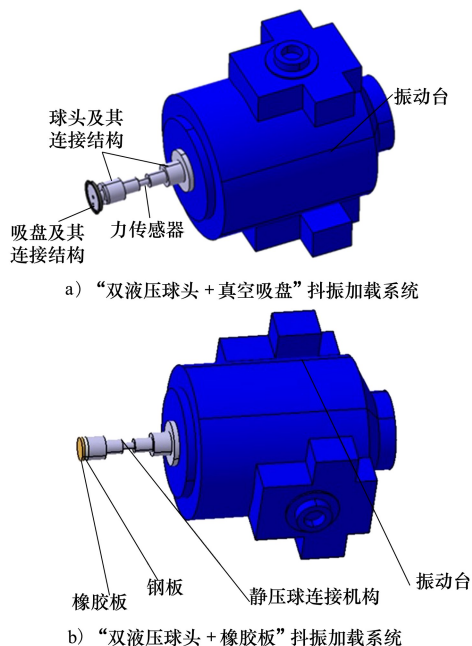


图3 抖振加载系统对比

初期方案采用真空吸盘作为垂尾连接件,其优势在于不对试验件造成结构损伤<sup>[11-12]</sup>。然而,试验表明真空吸盘无法在高载荷( $>8\ 000$  N)下稳定固定于加载点,导致激振杆产生显著变形,加载失效。基于此,本文改进为“双液压球头+橡胶板”方案:利用聚氨酯橡胶板与试验件胶接,通过材料柔性和粘接强度实现高刚度、低干扰的连接,同时避免传统夹

具对结构动力学特性的显著改变。

### 2.2 振动台随动加载系统

为解决垂尾结构在大气动载荷作用下变形超出传统“双液压球头”系统偏转范围的问题,本研究设计了振动台随动加载系统。该系统通过实时追踪垂尾变形后的空间姿态,确保抖振载荷始终垂直施加于结构表面,同时具备空间五自由度(三轴平移与两轴旋转)调节能力,以适应复杂变形条件下的载荷加载需求<sup>[13]</sup>,图 4 为随动系统控制原理图,图 5 为随动系统跟随加载示意图。

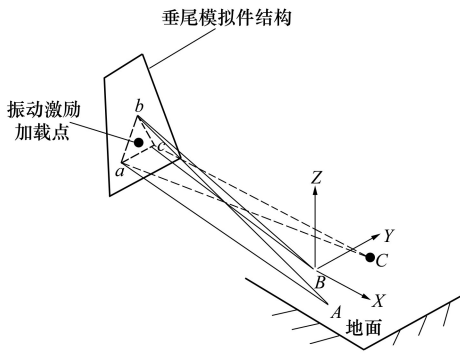


图 4 振动台随动加载系统加载控制原理图

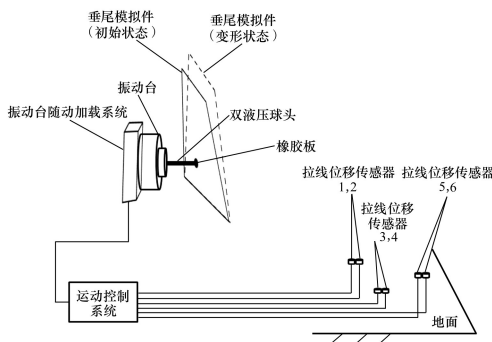


图 5 振动台随动加载系统跟随加载示意图

系统的核心设计基于多传感器协同定位与闭环运动控制,其技术路径如下。

#### 1) 传感器布局与坐标解算

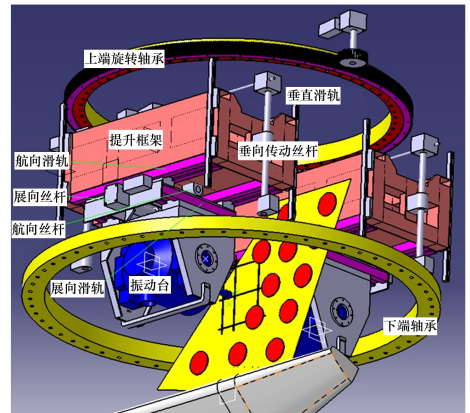
在垂尾加载点附近选取  $\Delta abc$  (其质心为实际加载点  $d$ ), 并在地面布置 3 点  $A, B, C$  (图 4 中固定点)。这 3 点呈非共线分布以确保空间定位的稳定性。每个地面点安装 2 个拉线位移传感器, 共 6 个传感器, 其出线端分别粘贴于垂尾上的  $a, b, c$  点 (图 5 中虚线示意), 形成六边形测量网络。 $\Delta abc$  的边长 ( $L_{ab}, L_{ac}, L_{bc}$ ) 为已知固定值, 试验过程中通过传感器实时获取 6 组动态距离数据 ( $L_{Aa}, L_{Ab}, L_{Bb}$  等)。

#### (1) 空间坐标解算与姿态提取:

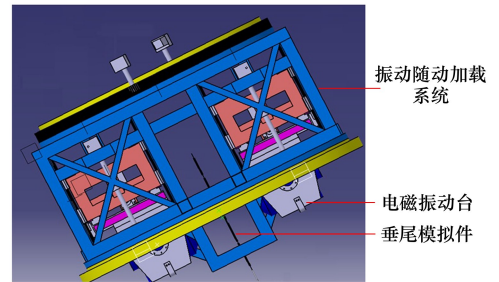
运动控制系统基于地面点  $A, B, C$  的已知坐标 ( $x_A, x_B, x_C$ ) 和传感器数据, 构建空间坐标方程组, 解算  $a, b, c$  的实时空间坐标。结合  $\Delta abc$  的几何约束, 计算其平面法向量 ( $n_x, n_y, n_z$ ) 进而得出加载点  $d$  的空间坐标 (三角形质心坐标) 及垂尾表面的法线方向 (图 5 中虚线示意垂尾变形后的曲面状态)。通过欧拉角公式提取加载点绕  $X, Y, Z$  轴的旋转角度  $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ , 量化垂尾变形后的姿态变化。

#### (2) 振动台运动控制与实时同步

运动控制系统将解算得到的加载点  $d$  坐标及旋转角度参数发送至振动台运动机构 (图 6a) 中的多自由度组件)。振动台通过三轴平移 (展向、航向、垂向导轨副) 与旋转 (俯仰摆动、大旋转机构) 调整加载方向, 确保激励振杆始终垂直于垂尾表面。



a) 振动台随动系统运动组件



b) 振动台随动系统推退加载方式

图 6 振动台随动加载系统示意图

基于以上原理进行振动台随动加载系统设计, 系统由上下固定轴承 (黄色)、外框架 (蓝色)、提升框 (红色)、振动台框 (白色)、航向导轨副、展向导轨副、垂向导轨副、滑轨、振动机及俯仰摆动装置、大旋转机构等组成, 如图 6a) 所示。在正式垂尾结构动态疲劳试验中, 为保证抖振载荷的完整加载, 采用一对“抖振加载+振动台随动加载系统”对称的方式进

行抖振载荷加载,即针对每个垂尾,动态加载系统在试验中形成一推一退的对称加载方式,如图 6b) 所示。

### 3 抖振载荷加载方法的验证

基于垂尾模拟件,对以上抖振载荷加载方法进行试验验证,验证试验需要包含以下几个方面:①抖振载荷的施加方法验证:验证采用的“随动+双液压球头+橡胶板”抖振激励方式在垂尾结构动态疲劳试验应用的可行性;②抖振载荷的控制方法验证:比较力载荷控制方式和加速度控制方式的优劣,选择合适的控制方法进行试验;③抖振载荷加载系统的整体调试:在要求加载的抖振载荷谱中选取低、中、高 3 组载荷量级进行垂尾模拟件动态疲劳试验,验证抖振载荷加载系统的加载能力,及整体系统运行的可靠性和稳定性。

#### 3.1 抖振载荷的施加方法可行性验证

采用图 7 所示“随动+双液压球头+橡胶板”抖振载荷加载系统,按照试验要求顺利完成加载测试,在加载过程中,抖振加载在垂尾模拟件上无滑动,始终保持在模拟件垂直方向加载,且没有对垂尾模拟件造成物理破坏,表明这种加载方式可以达到加载要求。

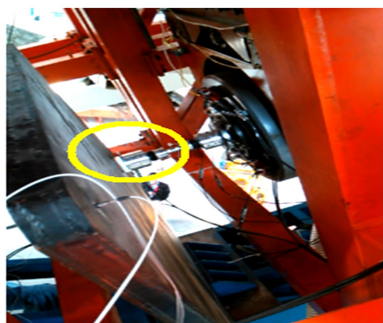


图 7 采用“随动+双液压球头+橡胶板”的抖振载荷加载系统

#### 3.2 抖振载荷的控制方法可行性验证

开展垂尾模拟件抖振动态疲劳试验时,采用“双液压球头+橡胶板”抖振加载系统在图 8 中点 A 处进行激振,要求翼尖点 B 处加速度响应达到一定的量值。加速度响应谱为三窄带组成的 PSD 实测谱,具体形式见表 1,三窄带频率范围覆盖垂尾模拟件的前三阶频率。

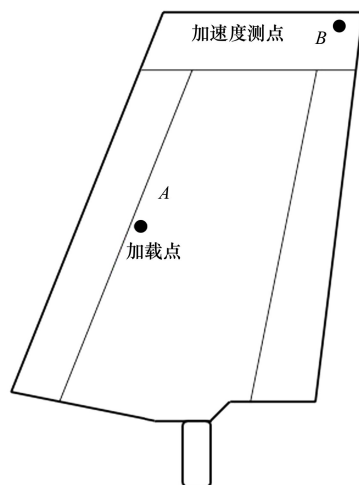


图 8 试验加载点和加速度测量点位置

表 1 加速度控制谱

加速度量级/ dB	加速度响应 PSD 值/( $g^2 \cdot Hz^{-1}$ )		
	频带 I	频带 II	频带 III
0	13.64	17.18	16.29
-6	9.96	8.63	13.61

首先选择点 B 为垂尾模拟件振动试验控制点,表 1 加速度 PSD 谱为控制谱。基于垂尾模拟件翼尖点 B 加速度响应进行振动控制测试,试验中,当翼尖振动量级达到 -6 dB 时,加载系统施加的力载荷已达到系统最大能力(8 000 N),试验被迫中断。这表明:由于附加质量显著改变了垂尾模拟件的动力学特性,其固有频率移出目标加载频带。加载装置的附加质量与刚度使得垂尾的前三阶固有频率偏离原始设计频带,需要施加远超系统能力的力才能激发目标频率范围内的振动响应,因此无法达到所需的加速度量级。

选择点 A 为垂尾模拟件振动试验控制点,采用动载荷识别的方法得到点 A 处力载荷 PSD 控制谱,见表 2,试验正常进行,激振能力达到表 2 中 0 dB 要求。试验正常进行,代表着:

1) 力载荷控制精度达标:在试验全程中,力载荷控制谱在  $\pm 3$  dB 范围内稳定跟踪目标谱;

2) 结构应力条件满足:通过动态应变测量系统,对垂尾根部和翼尖等关键部位的应力响应进行实时监测。试验中测得的应力幅值与应力谱密度与真实飞行环境下的抖振载荷数据吻合;

3) 振动响应频率匹配:垂尾前三阶频率在力控

制下保持在试验频带内,确保加载能量集中在结构敏感频带,有效模拟真实飞行中的抖振激励。

表 2 力载荷控制谱

力载荷量/ dB	参考力谱均方根值/(KN <sup>2</sup> ·Hz <sup>-1</sup> )		
	频带 I	频带 II	频带 III
0	1.8	1.25	0.537

分析试验中力载荷控制方式和加速度控制方式的不同。首先对不同加载状态下的垂尾模拟件进行模态测试,分为以下 3 种情况:①加载与垂尾模拟件不相连;②加载与垂尾模拟件相连,但振动台不通电;③加载与垂尾模拟件相连,且振动台通电。测试结果如表 3 所示。

表 3 各种状态下垂尾模拟件的模态测试

测量状态	一弯频率/Hz		一扭频率/Hz		二弯频率/Hz	
	对称	反对称	对称	反对称	对称	反对称
自由状态	13.01	12.88	37.23	38.97	58.43	54.85
加载相连/ 振动台不通电	12.87	10.38	30.29	31.91	52.41	55.38
加载相连/ 振动台通电	20.60	21.59	50.12	53.02		

模态测试结果显示:自由状态下,垂尾模拟件前三阶频率与真实垂尾基本一致,均在试验载荷谱规定的频率窄带范围内;加载相连/振动台不通电状态下,前三阶频率明显降低,此为抖振加载对模拟件产生了一定的附加质量造成;加载相连/振动台通电状态下,模拟件模态频率发生较大的偏移,11~68 Hz 频率范围内仅剩一弯模态(20~22 Hz)和一扭模态(40~53 Hz)。

这表明通电状态抖振加载对垂尾模拟件振动特性影响较大,通过翼尖的加速度响应进行振动控制时(见图 9 a)),“振动台动圈/台面、双液压球头及橡胶板”完全附加在模拟件上。这种情况下测试得到的频率,并非模拟件本身的频率,而是模拟件+振动台动圈+激励装置组成的整体系统的频率特性<sup>[14-15]</sup>。所以,基于翼尖加速度响应进行振动控制,在激振频率窄带内无法达到试验要求。

为了最大程度减小激振装置对试验件振动特性

的影响<sup>[16]</sup>,应采用力控制的方式进行试验(见图 9 b)),这种情况下,仅有部分加载(单液压球头和橡胶板)对垂尾模拟件产生一定的影响,前三阶频率有较小范围内偏移,但依然在试验规定范围内。

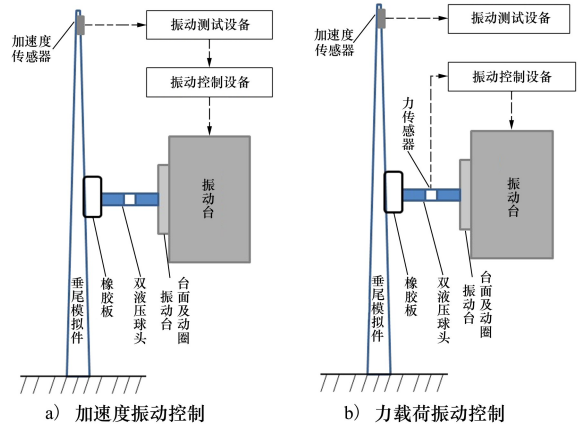


图 9 2 种振动控制方式示意图

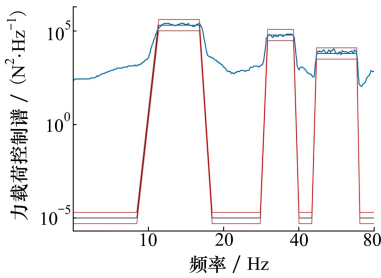
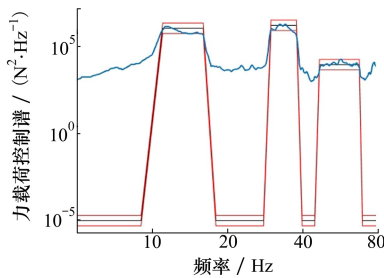
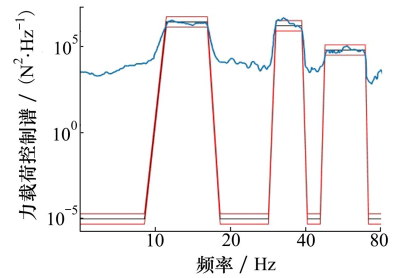
### 3.3 抖振载荷加载系统的联合调试

基于垂尾模拟件对抖振载荷加载系统进行正式试验阶段的联合调试(3.2 节为模拟试验验证阶段,本节采用真实试验载荷开展验证)。取试验任务中 3 种不同量级的典型力载荷加载谱(见表 4),按照表中谱形、带宽和量级的加载要求,在振动控制系统中设定试验控制谱<sup>[17]</sup>,采用力传感器控制方式开展试验,用以验证此次开发的抖振载荷加载装置与方法。表 4 为垂尾激振施加抖振载荷量值。

表 4 垂尾激振施加抖振载荷量值

状态	载荷 PSD 幅值/(N <sup>2</sup> ·Hz <sup>-1</sup> )		
	频带 I	频带 II	频带 III
低	2.10×10 <sup>5</sup>	6.22×10 <sup>4</sup>	6.40×10 <sup>3</sup>
中	1.15×10 <sup>6</sup>	3.40×10 <sup>5</sup>	9.30×10 <sup>3</sup>
高	2.56×10 <sup>6</sup>	7.60×10 <sup>5</sup>	6.00×10 <sup>4</sup>

试验结果表明:①图 10~12 显示,3 种量级的力载荷控制谱(图中蓝色谱线)均在±3 dB 范围内稳定跟踪目标谱,验证了加载系统的高精度与可靠性;②在高质量级试验中,系统最大加载能力达 13.5 kN(峰值力),满足真实飞行环境的抖振载荷需求。

图 10 左侧垂尾模拟件低量级  
载荷力控谱图 11 左侧垂尾模拟件中量级  
载荷力控谱图 12 左侧垂尾模拟件高量级  
载荷力控谱

另外,在低量级载荷测试中,通过动态应变数据采集系统,对垂尾根部典型应变信号进行采集。从振动控制开始均衡、初始加载至满量程加载这一过程中,选取 2 个典型应变信号读数随时间全程变化如图 13 所示。振动量级达到满量程加载时,2 个应变片的读数变化范围在  $-200 \sim 200$  之间,与试验前预估基本一致。表明垂尾模拟件抖振载荷加载达到了试验要求,且应变测量系统工作正常,运行稳定可靠。

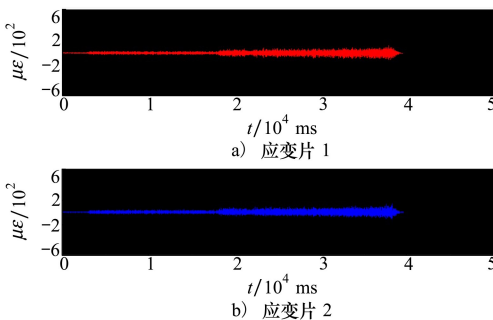


图 13 试验现场应变信号采集时域图

## 4 结 论

针对飞机全动垂尾结构动态疲劳试验中的抖振载荷加载需求,本研究提出并验证了“双液压球头+橡胶板”抖振加载与振动台随动加载系统。通过垂尾模拟件试验,得出以下结论:

1) 振动台随动系统通过实时追踪垂尾变形姿态,与“双液压球头+橡胶板”装置协同作用,在大变形条件下实现了抖振载荷的垂直精准加载,有效解决了传统方法因结构偏转超限导致的加载失效问题;

2) 采用闭环力载荷控制策略,有效抑制了加载装置对垂尾模拟件动力学特性的干扰,保障了试验数据的准确性与可重复性;

3) 系统可稳定施加低、中、高量级抖振载荷,试验数据完整可靠,验证了其满足全动垂尾动态疲劳试验的技术要求,具备直接推广至真实结构试验的工程实用价值。

本研究为复杂结构动态试验中抖振载荷的精准施加提供了创新解决方案,具有重要工程应用前景。

## 参考文献:

- [1] 施荣明. 现代战斗机结构动强度设计技术指导[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012  
SHI Rongming. Technical guide for dynamic strength design of modern fighter structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012 (in Chinese)
- [2] SIMPSON D L, LANDRY N, ROUSSEL J, et al. The Canadian and Australian F/A-18 international follow-on structural test project[C]//Proceedings of the ICAS 2002 Congress, Toronto, Canada, 2002
- [3] ATHINIOTIS N, BARTER S A, BOHRET D D, et al. Final report for the component fatigue test of a F/A-18 centre fuselage FS488 bulkhead-FT488/2[R]. DSTO-TR-0948, 2003
- [4] 李益萱, 张治君, 邵闯. 气动加载与抖振激励耦合试验方法研究[J]. 实验力学, 2014, 29(4): 499-505  
LI Yixuan, ZHANG Zhijun, SHAO Chuang. The coupling testing method of the dynamic loads and buffet loads[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2014, 29(4): 499-505 (in Chinese)

- [5] 张治君, 李益萱, 王龙. 一种新的振动叠加气动耦合加载技术[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)
- [6] GRAHAM D, SYMONS D, SHERMAN D. ARL F/A-18 IFPSTP full scale fatigue test[C]//5th Australian Aeronautical Conference of Fatigue, 1993: 317-324
- [7] LEE B H K. Vertical tail buffeting of fighter aircraft[J]. Progress in Aerospace Science, 2000, 36: 193-279
- [8] 邵闯, 方可强. 静载作用下的飞机结构振动环境试验研究[J]. 机械科学与技术, 2009, 28(11): 1505-1508  
SHAO Chuang, FANG Keqiang. Vibration experiments for aircraft structure under static loads[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(11): 1505-1508 (in Chinese)
- [9] 曹琦, 邵闯, 姚起航. 飞机结构件复合加载振动环境试验技术研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 405-409  
CAO Qi, SHAO Chuang, YAO Qihang. Research on vibration environment test technology of aircraft structure combined with fatigue or static load[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 405-409 (in Chinese)
- [10] 王龙, 张治君, 邵闯, 等. 一种用于振动疲劳试验研究的典型翼面模拟件[J]. 实验力学, 2016, 31(2): 543-549  
WANG Long, ZHANG Zhijun, SHAO Chuang, et al. Study of a new vibration loading technology based on vacuum grip device and its application[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2016, 31(2): 543-549 (in Chinese)
- [11] 邵骞, 马利娜. 结构强度试验中真空吸盘技术研究与应用[J]. 科学技术与工程, 2014, 10: 1671-1815  
SHAO Qian, MA Lina. The research and application of vacuum pad technique in structure strength test[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 10: 1671-1815 (in Chinese)
- [12] 邵骞, 马利娜. 真空吸盘加载技术在 EC175/Z15 平尾疲劳试验中的研究与应用[J]. 航空科学技术, 2013(6): 43-46  
SHAO Qian, MA Lina. Research and application of vacuum pad loading technique in EC175/Z15 horizontal stabilizer fatigue test [J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(6): 43-46 (in Chinese)
- [13] 徐晓东, 段宝利, 王雪梅. 基于 PXI 的飞机垂尾动态疲劳试验随动测控系统[J]. 现代电子技术, 2015, 38(13): 93-97  
XU Xiaodong, DUAN Baoli, WANG Xuemei. PXI-based servo measurement and control system for aircraft vertical tail dynamic fatigue test[J]. Modern Electronics Technique, 2015, 38(13): 93-97 (in Chinese)
- [14] MOLENT L, MAU V T. Verification of the RAAF F/A-18A/B airframe service life monitoring program using RAAF exservice Centre Barrels[R]. DSTO-RR-0414, 2015
- [15] 陈章位, 文祥, 周建川, 等. 力限控制在振动试验中的应用研究[J]. 振动与冲击, 2013, 32(6): 104-108  
CHEN Zhangwei, WEN Xiang, ZHOU Jianchuan. Application of force limited control in vibration test[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(6): 104-108 (in Chinese)
- [16] 栾强利. 液压振动试验控制系统关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2015  
LUAN Qiangli. Research of key technologies of the control system in hydraulic vibration tests[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015 (in Chinese)
- [17] RAJIC N, GALEA S. Theroelastic stress analyses ad structural health monitoring: an emerging nexus[J]. Structure Health Monitoring, 2015, 14(1): 57-72

## The buffeting loading method research based on the all-movable vertical tail structure

LI Yixuan<sup>1,2</sup>, ZHANG Fei<sup>1,2</sup>, LI Kaixiang<sup>1,2</sup>, BAI Chunyu<sup>1,2</sup>,  
LIU Xiaochuan<sup>1,2</sup>, WANG Binwen<sup>1,2</sup>

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China;  
2. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** During high-angle-of-attack flight and other severe conditions, high-maneuverability aircrafts often experience strong buffeting phenomena in critical structures such as the all-movable vertical tail structure, necessitating dynamic fatigue tests under combined buffeting and aerodynamic loads. To address the loading requirements for such tests, this paper develops a "Hydrostatic Spherical Coupling + Rubber Plate" buffeting excitation system and a shaking table servo system. The system achieves vertical loading on deformed surfaces by real-time tracking of the vertical tail's spatial deformation, while employing low-interference force control to minimize the impact of the loading device on the structure's dynamic characteristics. Experiments were conducted using a vertical tail simulator with identical dynamic characteristics to validate the proposed loading method. Results demonstrate that the system can stably apply low-, medium-, and high-level buffeting loads on the vertical tail structure, with reliable operation and complete data acquisition. The loading method meets the technical requirements for dynamic fatigue tests of all-movable vertical tail structures and exhibits direct engineering applicability, capable of being extended to real-structure testing.

**Keywords:** all-movable vertical tail structure; dynamic fatigue test; shaking table servo system; buffeting loads loading method; experimental validation

**引用格式:** 李益萱, 张飞, 李凯翔, 等. 基于飞机全动垂尾结构的抖振载荷加载方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 888-895

LI Yixuan, ZHANG Fei, LI Kaixiang, et al. The buffeting loading method research based on the all-movable vertical tail structure[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2025, 43(5): 888-895 (in Chinese)