

文章编号: 1001-4888(2014)04-499-07

气动加载与振动激励耦合试验方法研究^{*}

李益萱, 张治君, 邵闯

(中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要: 飞机结构在飞行过程中同时承受气动载荷和振动载荷的联合作用, 这两种载荷的耦合加载试验对于飞机结构成为一项重要的研究内容, 所以有必要对此类试验的可行性及其耦合加载方式进行研究。此次试验以气囊加载静载/常规疲劳载荷状态下试件的振动响应测试为目的, 设计符合试验要求的试件和整套试验装置。得到了气囊 5 种不同加载情况下试件振动响应变化情况, 并对此试验结果进行了理论分析, 得出以下结论: a) 气囊模拟静载/常规疲劳载荷加载不会大幅改变结构本身振动特性, 此耦合试验方法所模拟环境比较接近飞机结构真实载荷环境; b) 加载气囊的个数、部位及加载力的不同对试件结构的振动响应有一定影响, 应增加气囊蓄能器或在试验前进行分析以选择合理的加载点。

关键词: 气动载荷; 振动载荷; 耦合加载; 振动响应测试

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

DOI: 10.7520/1001-4888-13-065

0 引言

飞机结构, 特别是一些特定的结构部件, 如鸭翼、全动垂尾、全动平尾等结构, 在使用过程中始终处于振动环境之中, 结构在承受气动静载的同时也始终承受着不同的振动载荷, 使飞机结构产生振动响应, 这种联合作用会使结构加速破坏并出现新的破坏形式^[1,2]。为了真实再现气动静载和振动载荷联合作用下飞机结构部件上各点的动态响应特性, 有必要对气动加载与振动激励耦合试验技术及其可行性进行研究。以此为目的, 本文将选定典型梁结构试验件并设计整套加载装置和试验夹具, 通过开展气囊气动载荷加载状态下试验件的振动响应测试, 对此新试验技术进行摸索试验, 为利用此试验技术的大型试验及复杂试验提供试验依据。

1 试验装置设计

1.1 试验件的设计

考虑试验目的和试验装置的空间布置等原因, 选用简单的悬臂梁结构作为试验件, 见图 1。选用横截面为长方形的管单元。试验件采取加筋处理, 且自由端焊接一钢板, 便于气囊装置的加载。

1.2 振动激励方式的选择

预试验中振动激励采用球头激励方式, 见图 2。但这种激励方式被发现存在问题: 球头与悬臂梁激励点之间的

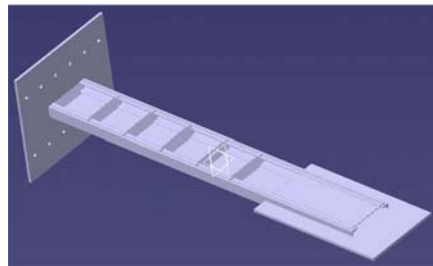


图 1 试验件三维图

Fig. 1 The three-dimensional diagram of the article

^{*} 收稿日期: 2013-05-07; 修订日期: 2013-08-08

通讯作者: 李益萱(1988-), 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构动态疲劳。E-mail: liyixuan0430@126.com

间隙无法避免,导致振动台无法将激励信号完整传递给悬臂梁,且在振动过程中球头还会出现松弛、歪斜的现象。重新选择振动激励方式,实现悬臂梁与振动台的刚性连接。但在振动过程中夹具与试验件之间很快又出现间隙,致使振动激励无法完整加载到试验件的情况重新出现,见图2。

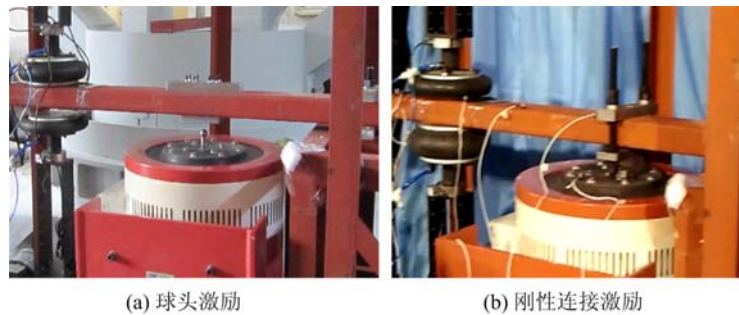


图2 预试验采用的两种振动激励方式

Fig. 2 The two buffet excitation modes in the trial test

总结预试验中振动激励方式存在的问题,正式试验时利用液压球头连接电磁振动台和悬臂梁结构。在试验中,气囊加载载荷会导致悬臂梁连续变形,此时引入液压球头作为振动载荷传递工具,在激振力传递过程中,允许在运动时,球头两端面之间产生跟踪偏差引起的相对运动,确保试验的正常进行并保护试验件和振动台,完成振动载荷稳定、完整的传递。

1.3 静载/常规疲劳载荷加载方式的选择

此次试验中气动载荷加载采用气囊加载方式,与传统的借助液压作动筒和局部分布系统相比较,气囊加载具有对飞机结构刚度、质量影响更小的优点。

试验中采用两类不同的气囊形式^[1],第一类气囊应用在试验件的根部和中部,直接应用一般的商业空气弹簧,相对加载在试验件两侧,再通过测力传感器连接到试验装置系统中,见图3。但是这类气囊如果应用在试验件的尖端位置,由于其位置附加了过多的刚度会造成试验件不可接受的固有频率上升,并且,这种气囊也不能贴合试验件尖端位置的倾斜过程。所以,在尖端位置采用了一种特殊的低刚度套筒式气囊,这种气囊连接在一个很大体积的储压器上,见图4。

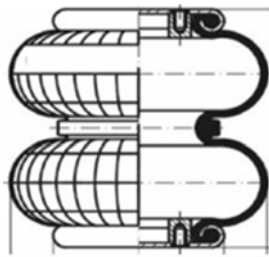


图3 第一类气囊

Fig. 3 Airbag of the first kind

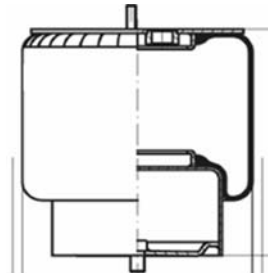


图4 第二类套筒式气囊

Fig. 4 Airbag of the second kind

1.4 试验装置系统设计

试验装置布局见图5(俯视图),现场照片见图6。将悬臂梁固支在承力墙上,三对气囊对悬臂梁加载静载/疲劳载荷,这三对气囊的最大输出载荷分别为2000kg,1000kg,200kg。水平滑台用来对模拟件加载振动载荷,加载点设置在模拟件中部靠近根部处。

2 气囊加载静载/常规疲劳状态下悬臂梁的振动响应测试

2.1 无气囊加载状态下悬臂梁的振动响应测试

测试无气囊加载状态下悬臂梁的前三阶频率(即悬臂梁固有频率)和两测点加速度响应放大倍数,如表1所示,测点安装位置见图5。

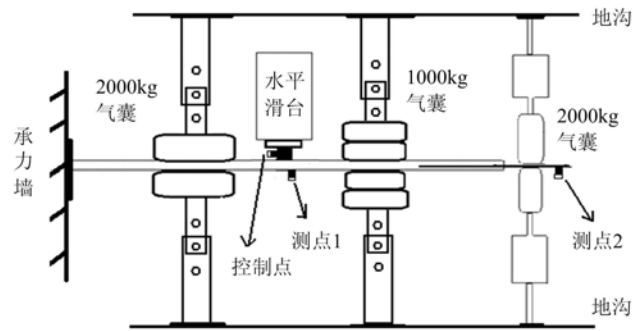


图 5 试验装置布局示意图

Fig. 5 The test layout diagram

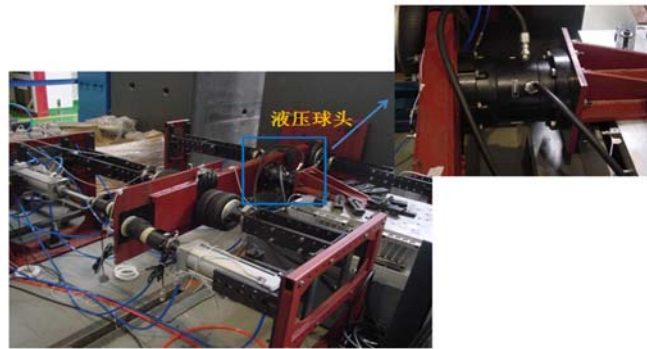


图 6 试验装置现场照片

Fig. 6 The photo of test site

表 1 无气囊加载状态下悬臂梁的频率值和加速度响应放大倍数

Tab.1 The frequencies and acceleration magnification data of the cantilever beam while no airsprings pairs loading loads

	一阶频率		二阶频率		三阶频率	
	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数
测点 1	28.45	7.13	157.34	7.27	321.55	3.90
测点 2	28.45	33.67	157.34	2.23	321.55	14.77

2.2 气囊对静载加载状态下悬臂梁的振动响应测试

测试气囊对(指加载在试验件同一位置,两侧的一对气囊,见图 5、图 6)加载静载状态下悬臂梁的振动响应。变换气囊对所加载荷和布局,比较四种不同静载加载状态下悬臂梁前三阶频率和两测点加速度放大倍数的变化情况,具体见表 2,测点安装位置见图 5。四种气囊对的静载加载状态分别为:1)单气囊对静载加载情况:中间气囊对分别加载 100kg 和 500kg 力载荷;2)双气囊对静载加载情况:中间气囊对分别加载 100kg 和 750kg 力载荷,尾端气囊对分别加载 10kg 和 100kg 力载荷;3)三对气囊静载加载情况 1:根部气囊对分别加载 10kg 和 1000kg 力,中间气囊对分别加载 100kg 和 750kg 力,尾端气囊对分别加载 10kg 和 100kg 力;4)三对气囊静载加载情况 2:首先改变三对气囊对加载位置,根部气囊对分别加载 2000kg 和 10kg 力,中间气囊对分别加载 100kg 和 800kg 力,尾端气囊对分别加载 10kg 和 100kg 力。

表2 气囊对静载加载状态下悬臂梁的频率值和加速度响应放大倍数
Tab.2 The frequencies and acceleration magnification data of the cantilever beam while airsprings pairs loading static loads

		一阶频率		二阶频率		三阶频率	
		频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数
单气 囊对	测点 1	28.45	7.57	158.24	5.03	316.06	4.77
	测点 2	28.45	39.10	158.24	1.4	316.06	12.8
双气 囊对	测点 1	28.50	7.77	157.34	3.57	310.60	4.40
	测点 2	28.50	39.80	157.34	1.27	310.60	11.60
三对 气囊 1	测点 1	28.45	7.90	158.24	3.83	311.27	4.83
	测点 2	28.45	40.13	158.24	1.43	311.27	14.60
三对 气囊 2	测点 1	28.72	7.13	158.24	7.8	311.24	4.93
	测点 2	28.72	39.80	158.24	1.77	311.24	15.4

2.3 气囊对加载正弦载荷状态下悬臂梁的振动响应测试

测试气囊加载正弦载荷状态下模拟件的前三阶频率和振动响应。使用中间气囊对对悬臂梁加载正弦载荷,加载载荷幅值为 80kg,频率为 0.3Hz,测得此状态下悬臂梁的前三阶频率和两测点加速度响应放大倍数,具体如表 3 所示,测点安装位置见图 5。

表3 气囊对加载正弦载荷状态下悬臂梁的频率值和加速度响应放大倍数
Tab.3 The frequencies and acceleration magnification data of the cantilever beam while airsprings pairs loading conventional fatigue loads

	一阶频率		二阶频率		三阶频率	
	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数	频率值 (Hz)	加速度响应 放大倍数
测点 1	28.04	7.83	158.4	5.6	324.6	4.83
测点 2	28.04	39.80	158.4	1.52	324.6	12.93

2.4 气囊加载静载/常规疲劳状态下悬臂梁的振动响应测试结果分析

2.4.1 频率变化分析

将气囊静载/常规疲劳五种加载状态下悬臂梁所测前三阶频率与无气囊加载状态下(悬臂梁固有频率)相比,频率变化均在 4%以内,特别是前两阶频率变化更在 1%以内。经分析可认为:

1) 气囊结构相比传统的液压作动筒和局部分布系统,在模拟静载及常规疲劳载荷的加载方面确实具有对试验件附加更小结构刚度的优势。气囊的线性弹簧刚度近似可以用式(1)表达^[2]:

$$K = PA^2/V \quad (1)$$

其中: P 为气囊内的绝对压力; A 为气囊对外有效作用面积; V 为空气弹簧的容积; k 为空气弹簧的刚度。

在气囊的作动压力及作动接触面面积确定的前提下,气囊的刚度与气囊的体积成反比。在实际应用中,可以给气囊配一个附加气缸,不仅能进一步减小气囊对试件的附加刚度,还能使气囊刚度更加稳定,保持在很小的幅度内变化。

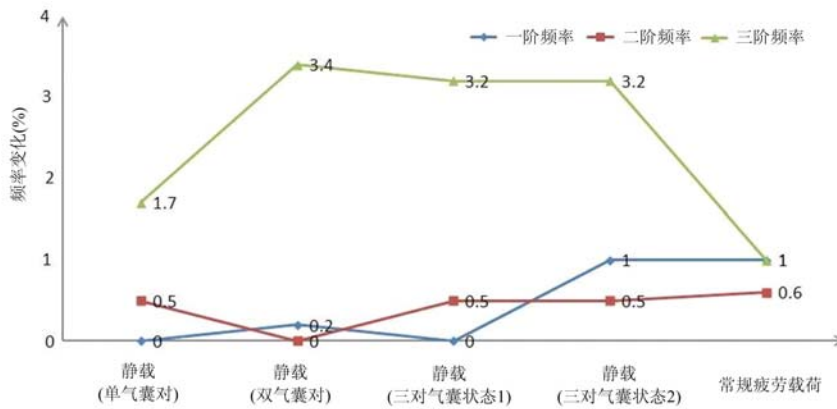


图 7 气囊静载/常规疲劳加载状态下悬臂梁的频率变化
 Fig. 7 The frequency change rate of cantilever while airsprings pairs loading static loads or conventional fatigue loads

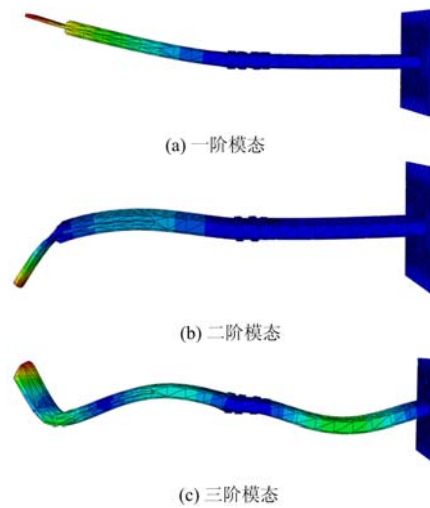


图 8 悬臂梁有限元分析模态图
 Fig. 8 The FEM analysis of the cantilever beam

2) 考虑实际试验中液压球头对悬臂梁的约束,对悬臂梁在试验中真实模态情况进行有限元分析,悬臂梁前三阶模态分别为一弯模态、二弯模态、三弯模态,见图 8。考虑气囊加载静载/常规疲劳载荷对悬臂梁频率的影响,可以用式(2)表达^[3],悬臂梁本身固有频率由式(3)表达^[3]:

$$f_i = f_0 \left[1 - \frac{i^2 \pi^2 J}{2l^2 A} \left(1 + \frac{E}{kG} \right) \right] \quad (2)$$

$$f_0 = \left(\frac{i\pi}{l} \right)^2 \frac{EJ}{\rho A} \quad (3)$$

其中: k 为截面几何形状常数; i 为模态阶次; E 为弹性模量; G 为剪切弹性模量; A 为横截面面积; ρ 为材料密度; l 为长度; J 为截面对中性轴的惯性矩。

由式(2)可以看出:考虑了剪切变形和转动惯量以后系统的固有频率降低了,这是因为系统的固有频率取决于它的质量和刚度,考虑剪切变形和转动惯量之后使系统的有效质量增加,有效刚度降低因而引起固有频率的降低,而对高阶频率的影响更为显著。分析真实试验结果:悬臂梁前两阶一弯振型的模态频率在五中加载状态下变化较小;第三阶二弯振型的模态频率在单气囊对加载状态下,包括静载和常规疲劳载荷变化也较小,而在多气囊对加载状态下,频率变化率达到之前三倍,见图 7。由图可得多气囊对加载对高阶模态频率影响较大,与前面分析相一致。

2.4.2 加速度响应放大倍数分析

将五种不同加载状态下悬臂梁两点的加速度响应放大倍数与无气囊加载状态时进行比较,见图9。除了点一的二阶频率处加速度放大倍数有比较大的波动外,其它变化都较平缓。经分析可认为:

1) 气囊对模拟静载/常规疲劳载荷状态下,悬臂梁两点加速度响应放大倍数没有剧烈变化,较平缓;

2) 其中点一的二阶频率处加速度放大倍数曲线出现大波动,参考试验现场的具体情况,其原因可以归结为此次试验气囊没有准备蓄能器,在此种加载状态下气囊会对振动有一定的缓冲作用,致使加速度放大倍数较大幅度的减小;

3) 气囊对模拟静载/常规疲劳载荷状态下,试验件不同点加速度放大倍数有增大,也有减小,这说明加载气囊的个数、部位及加载力的不同对结构响应加速度放大倍数的影响是有差异的,应合理选择加载点以降低气囊对结构响应的影响。

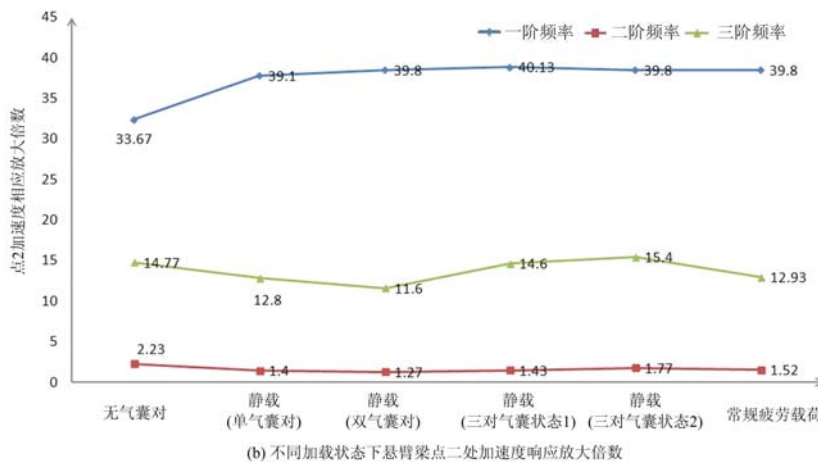
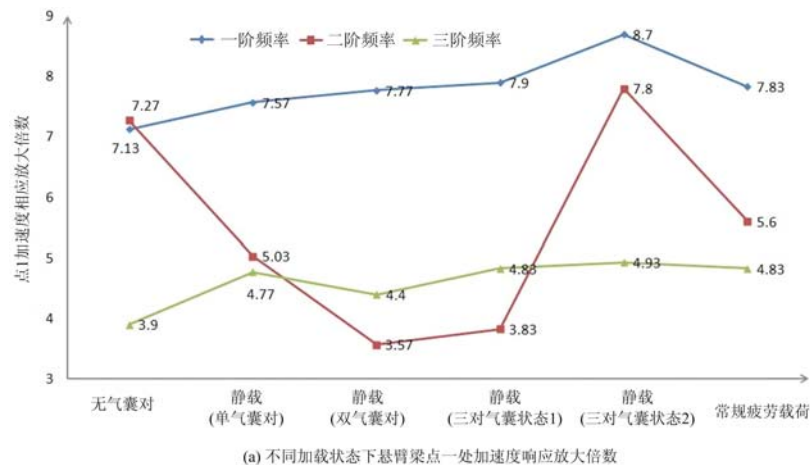


图9 不同加载状态下悬臂梁两测点加速度响应放大倍数变化情况

Fig. 9 The acceleration magnification changes of the two response points while airsprings pairs loading different loads

3 试验总结

此次试验以气囊静载/常规疲劳状态下试验件的振动响应测试为目的,设计符合试验要求的试验件和整套加载装置,得到了气囊五种不同加载情况下试验件前三阶频率变化及加速度响应放大倍数变化规律,得出以下结论:

1) 在气囊对于悬臂梁加载静载/常规疲劳载荷多种加载状态下(不同数量气囊对,不同布局),与悬臂梁试验件固有频率相比,所测得试验件前三阶频率变化均在4%以内,即气囊模拟静载/常规疲劳载荷加载不会大幅度改变试验件本身振动特性,此耦合试验方法所模拟环境比较接近飞机结构真实载

荷环境;

2) 气囊对模拟静载/常规疲劳载荷加载时,会造成结构固有频率的下降,且对高阶频率的影响更为显著;

3) 加载气囊的个数、部位及加载力的不同对结构的振动响应(包括结构固有频率和加速度响应放大倍数)有不同的影响,应增加气囊蓄能器和合理选择加载点以降低气囊对结构响应的影响。

参考文献:

- [1] 李益萱, 邵闯, 张治君. FA-18 后机身动态疲劳试验加载技术讨论[J]. 结构强度研究, 2012(1):37-40(LI Yixuan, SHAO Chuang, ZHANG Zhijun. The Loading Technique of FA-18 Rear Fuselage Fatigue Test[J]. Research on the Structure Strength, 2012(1):37-40(in Chinese))
- [2] Graham D, Symons D, Sherman D. ARL F/A-18 Full Scale Fatigue Test [C]. 5th Australian Aeronautical Conference, 13-15 September 1993, Melbourne, Australia.
- [3] 贾启芬, 刘习军. 机械与结构振动[M]. 天津大学出版社, 2007:138-140 (JIA Qifen, LIU Xijun. Mechanical and Structural Vibration[M]. Tianjin University Press, 2007:138-140(in Chinese))

On The Experimental Method of Aerodynamic Loading and Vibration Excitation Coupling

LI Yi-xuan, ZHANG Zhi-jun, SHAO Chuang

(Avic Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: During the flight, aircraft structure withstands simultaneously the combined action of aerodynamic load and vibration load. For aircraft structure, the coupling loading experiment of these two loads is an important study content. So it is necessary to conduct a study of coupling loading means and the feasibility of experiment. The aim of this experiment is the vibration response measurement of specimen subjected to airbag loaded static load/conventional fatigue loads. Based on which, the specimens meet the experimental requirement and set of experimental device were designed. Specimen's vibration responses under five different airbag loadings were obtained. Then the experimental results were theoretically analyzed. Conclusions are: 1) airbag loaded static load/conventional fatigue loading will not significantly change the vibration characteristics of aircraft structure itself, the simulated environment by this coupling loading is closer to real environment of aircraft structure; 2) The airbag number, their location and loading amplitudes do affect specimen's vibration response. So, the number of airbag accumulator should be increased, or reasonable loading positions should be selected based on the analysis before experiment.

Keywords: aerodynamic load; vibration load; coupling loading; vibration response measurement