

飞机结构件复合加载振动环境试验技术研究

曹琦 邵闯 姚起杭

(飞机强度研究所, 五室, 西安, 710065)

RESEARCH ON VIBRATION ENVIRONMENT TEST TECHNOLOGY OF AIRCRAFT STRUCTURE COMBINED WITH FATIGUE OR STATIC LOAD

Cao Qi, Shao Chuang, Yao Qihang

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

摘要 从总体思路、夹具设计、载荷耦合影响消除等方面阐述了振动分别与疲劳载荷及多点静载的复合加载技术,并分别应用于两个型号结构件的振动环境试验。试验曲线表明提出的方法是简便可行的。

关键词 飞机 复合加载 振动环境 试验技术

中图分类号 V216.2

Abstract A loading technology of vibration environment combined with fatigue or static load is presented, including overall program, fixture design, cancellation of reaction between different loads. The technology is used in two different type aircraft structure vibration environment tests, and the resultant curves indicate that the method is feasible and reasonable.

key words aircraft, combined loading, vibration environment, test technology

振动环境试验是环境试验中的重要试验项目之一。据国内航空机载设备制造中心收集的270个军用飞机装机机载设备产品和108个民用飞机装机机载设备产品环境试验项目资料显示,振动试验分别占53.7%和43.5%。这表明在新机研制和老机改造中,机载设备的振动试验验证是十分必要的。

自从1945年美国制定了空军标准AF41065,对设备规定了振动要求开始,国内外研究人员进行了大量试验,积累了丰富经验,推动了振动标准的不断修订和发展,也推动了振动环境试验技术的不断成熟。实现使用中,任何产品很少有受单一振动环境的。对产品进行单一振动环境试验,是根据产品实际环境测试表明,振动环境占据完全主导地位。但有些情况下并不如此,易破坏飞机结构件往往是受到振动与其它载荷的复合加载,如某型号方向舵结构在200飞行小时左右就出现裂纹,据分析,就是受到振动环境与气动载荷的联合作用。这时气动载荷与振动载荷相比就不能忽略。而且,这种联合作用会加速破坏并出现新的破坏形式,不能采用两者分离单独试验的方法来处理,必须采用复合加载的方法。本文介绍了振动环境分别与疲劳载荷及多点静载的复合加载技术,并分别对两个型号结构件应用的试验作一介绍。

1 振动环境与疲劳载荷复合加载技术

1.1 总体思路

疲劳载荷作为外力施加到试件上,那么必然施加到振动台上,从保护振动台角度考虑,就要注意到振动台的两项力学指标,首先是抗弯矩能力,其次是承受静载能力^[1,2]。为了使疲劳载荷作为外力作用到振动台上的弯矩,以及试件、夹具组成的系统对振动台的作用力分别不超过振动台的承受弯矩及静载极限,必须在夹具上施加反向载荷来平衡施加到试件上的外力。这样,这个反向载荷必须亦是疲劳载荷,这样实施起来比较困难。考虑到这点,采取了把疲劳载荷作为系统内力出现,即作为夹具、试验件及加载系统这三者组成的大系统的内力,同时要保证系统所产生的静载不超过振动台承载极限,这样就避免了上述困难。

1.2 夹具设计要求

振动环境与疲劳载荷复合加载情况下,夹具设计在遵循上述思路的要求同时,还应考虑以下几点:

(1) 要设计加载杆,也就是使加载设备和试验件处于平行位置。因为如果加载设备放置在试验件上部,整个系统就必须具有一定高度,从增大夹具刚度角度考虑,必然引起整个加载系统重量较大,这样要求振动台推力也大。所以,从有效利用振动台推力来讲,要设计一加载杆,使加载设备和试验件处于平行位置。

(2) 因疲劳载荷作为系统内力出现,这就要求加载设备同时承受振动环境,对不能承受振动的部件,应从整套加载设备中分离出来,重新设计一连接机构。

(3) 夹具或试验件有加工间隙,有时甚至很小加工间隙就使得振动控制超差^[2]。疲劳载荷作为系统内力出现必然有铰支点,铰支点的间隙消除在夹具设计阶段就要考虑到,如把柱销改成锥销等。

1.3 疲劳载荷实施及控制

疲劳载荷一般由作动筒来实施,也可用其它加载设备来实现,疲劳信号采集由力传感器来完成,力传感器信号经 A/D、D/A 板进入微机,实施闭环控制。

1.4 疲劳载荷与振动环境的耦合影响消除

因疲劳载荷作为系统内力出现,故不考虑疲劳载荷对振动环境的影响。但振动环境应力对疲劳载荷是有影响的,主要影响是疲劳载荷信号采集的准确性。经反复调试、试验,采取了两个措施:¹ 把对振动环境应力较为敏感的加载设备的部件从整体结构中分离出来;² 把力传感器直接和试件相连,这样可以认为力传感器采集的信号即为试件所受的疲劳载荷。

1.5 某型号飞机电动机构振动试验

(1) 试验要求:试验分 X、Y、Z 3 个方向,其中 Z 方向试验程序为功能试验 0.5h;耐久不加载 0.5h;耐久加载 0.5h,载荷为 0~9900N,频率为 1Hz 的三角波;功能试验 0.5h。疲劳载荷曲线及振动试验曲线分别如图 1,图 2 所示。该试验的难点是耐久试验加载 0.5h。

(2) 疲劳载荷的实施 疲劳载荷由 9800N 作动筒来实现,疲劳信号采集由 9800N 力传感器来完成,疲劳载荷由微机实施闭环控制。

(3) 振动环境与疲劳载荷的耦合消除 这主要是振动环境应力对疲劳载荷的影响消

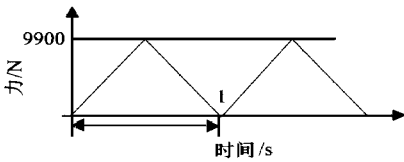


图1 疲劳载荷曲线

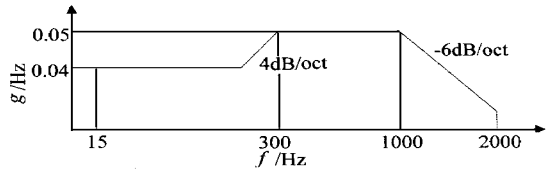


图2 振动试验曲线

除, 根据本文1.4节采取了如下两个措施:

1 试验过程中, 发现作动筒上的伺服阀在振动环境下油量控制很不稳定, 影响疲劳载荷的控制。故此, 把伺服阀从作动筒上分离出来, 脱离振动环境, 重新设计一连接机构解决了这个问题;

2 力传感器直接放置在电动机上端, 这样力传感器采集的信号即认为是电动机所受的疲劳载荷。振动环境与疲劳载荷复合加载方案如图3。

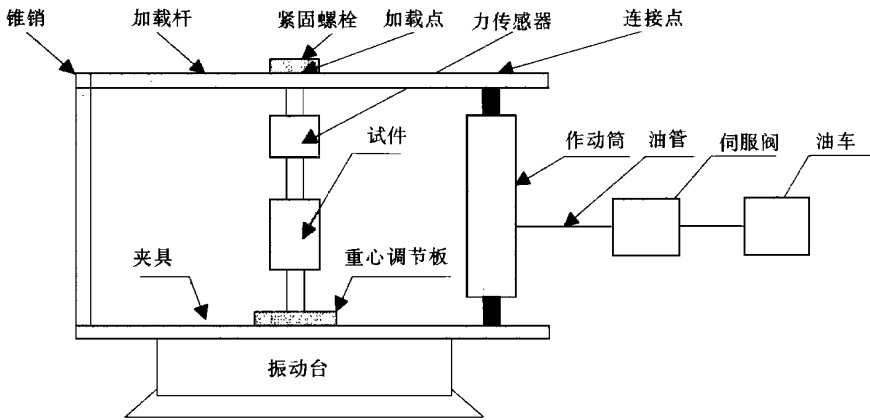


图3 振动环境与疲劳载荷复合加载方案图

(4) 试验设备的选取 本次试验因涉及Z方向疲劳试验, 所以对试验设备有一定选取原则。具体思路为: 根据疲劳载荷技术要求, 频率为1Hz, 最大载荷为9900N, 应选取最大载荷为9800N的作动筒, 然后根据作动筒的截面尺寸等参数, 确定要达到9900N的载荷所需的油压等技术参数, 据此定出油车型号。振动试验设备连接框图如图4所示。

(5) 试验结论 由从图5、图6试验曲线可以看出, 振动控制及疲劳载荷控制是很稳定的。可见本文提出的方案是可行的。

2 振动环境与多点静载的复合加载技术

在振动台推力足够, 静载荷加载点不多及其它条件允许的情况下, 也可以采用本文1节所述的方法来完成振动环境与静载的复合加载。但如果加载点较多, 而且受加载面积及振动台推力限制, 就需采用本节所述的方法。

2.1 总体思路

静载荷是大小方向不变的, 所以可以以系统外力形式出现, 但静载如果超过振动台承受静载极限, 就必须用反向外力来平衡, 这种平衡外力必须加在夹具上, 使夹具试验件整个系

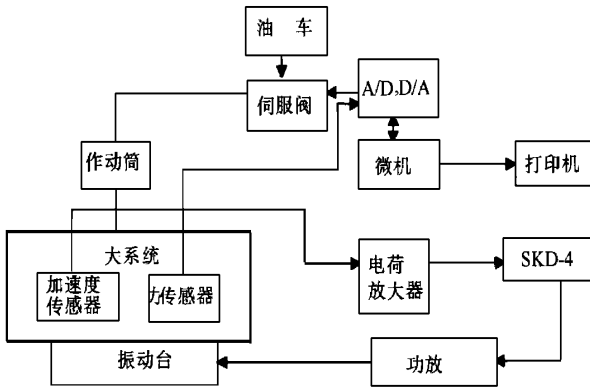


图4 振动环境与疲劳载荷复合加载设备连接框图

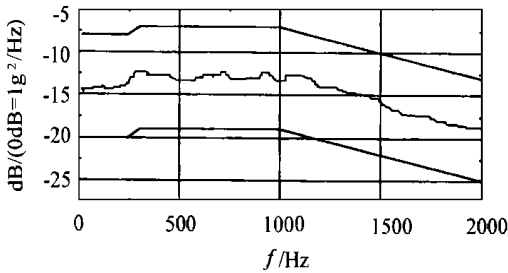


图5 振动控制谱

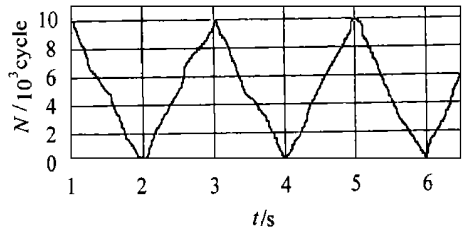


图6 疲劳载荷控制谱

统对振动台的作用力不超过振动台静载极限。

2.2 静载荷的实施

静载荷由简便易行且较为经济的橡皮绳来实现。载荷的大小用橡皮绳长度来调节。静载荷的数值可以用测力计来显示。

2.3 静载荷数值的保证及其与振动环境的耦合消除

静载荷由橡皮绳来实现,所以消除两者之间的耦合影响首先要求一点是橡皮绳的共振频率必须在宽带随机振动的频谱范围之外,现今一般机型结构件振动试验要求的频谱范围为10~2000Hz。橡皮绳可以看作是单自由度的弹簧质量系统,其质量轻,刚度较大,这样共振频率较低。所以,进行试验前首先要对橡皮绳进行筛选,保证选用的橡皮绳共振频率低于试验频带下限频率。

由以上可见,消除振动环境与静载荷的耦合影响,其关键是要对橡皮绳进行筛选和测试。确保其共振频率低于试验频带下限频率并保证在低频段橡皮绳的拉力不超过要求的误差范围。

2.4 夹具设计要求

振动环境与多点静载的复合加载夹具设计主要是加载系统设计。

(1) 静载荷用橡皮绳来实现,橡皮绳一端固定在试验件上,另一端就须有固定处——也就是必须设计制造加载板。

(2) 载荷的大小由橡皮绳长度来调节,这样必须设计能调节橡皮绳长度的装置。

(3) 为保证静载荷的方向,加载板上加载孔和试验件的加载点需要一一校准确定后,才能加工加载孔。

2.5 某型号飞机方向舵叠加静载振动试验

(1) 试验要求 用1.6倍功能试验曲线同时考虑重量衰减因素的振动量值进行振动疲劳试验,同时叠加静载,静载分3级,每级48个加载点。

(2) 方向舵安装状态 振动疲劳试验时方向舵安装状态如图7所示。

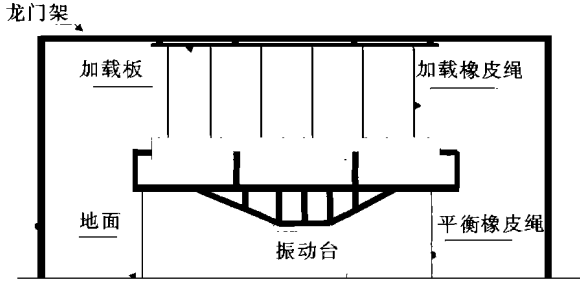


图7 疲劳试验时试件的安装状态

(3) 试验谱图 试验随机振动控制谱线如图8、图9所示。

(4) 试验结论 由图8、图9可以看出,振动控制稳定,试验时测力计显示表明,振动过程中各点载荷及总载荷均满足误差要求。由此可得出,本文提出的振动环境与多点加载的方法是可行的。

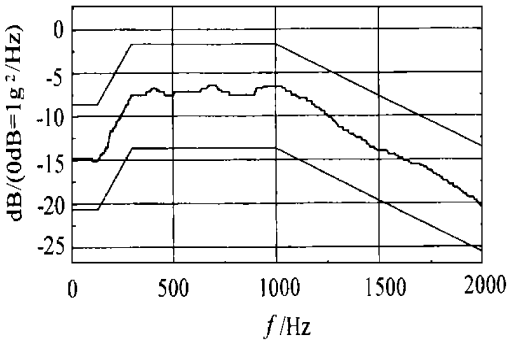


图8 功能试验控制谱

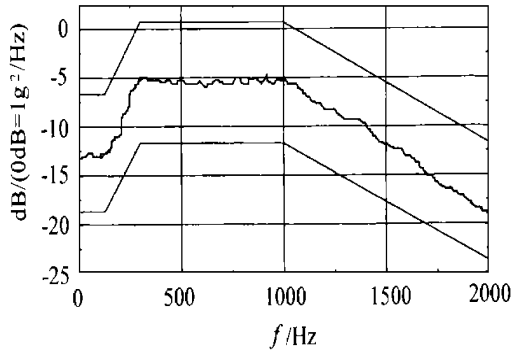


图9 耐久试验控制谱

参 考 文 献

- 1 张阿舟,姚起杭,等. 振动环境工程. 北京:航空工业出版社,1986.
- 2 张阿舟,姚起杭,等. 实用振动工程(3). 北京:航空工业出版社,1997.