

文章编号:1001-4888(2009)06-0519-06

飞机典型结构件的声疲劳实验研究^{*}

邵 闯¹, 黄文超²

(1. 西北工业大学 机电学院, 陕西西安 710072; 2. 中国飞机强度研究所, 陕西西安 710065)

摘要: 飞机典型结构件为蒙皮、框和长桁组成的双向双加筋的九格壁板结构。利用高声强行波管系统,以典型试件中心格的第一阶频率为中心、1/3 倍频程为带宽的窄带随机谱激励,再现壁板结构的声疲劳破坏方式。通过原始状态的典型试件的两次预试验,发现了原典型结构件的设计缺陷。采用三种方式对原结构框的两端进行了支持加强,得到各种支持状态下的声疲劳破坏形式。

关键词: 振动疲劳; 声疲劳; 行波管; 损伤; 模式

中图分类号: TB534.3; V216.5⁺4

文献标识码: A

0 引言

飞机典型壁板结构件是根据实际飞机所承受高声强噪声载荷的加筋蒙皮结构专门设计的声疲劳试件。在实验室中,利用高声强行波管试验系统,进行正弦、随机声载荷谱激励下的典型壁板结构试件的声疲劳破坏试验和相关的测试,得到典型试件的声疲劳特性数据,获得典型结构试件的声疲劳 S-N 曲线,同时再现实际飞机飞行过程中结构的声疲劳破坏方式,为新机研制中壁板结构的声疲劳分析、壁板结构的抗声疲劳设计提供试验依据^[2,3]。由于声疲劳破坏主要以壁板结构的基频响应为主,因此声激励的载荷谱设置及应变、加速度等测试均围绕典型壁板结构试件的第一阶响应频率开展。

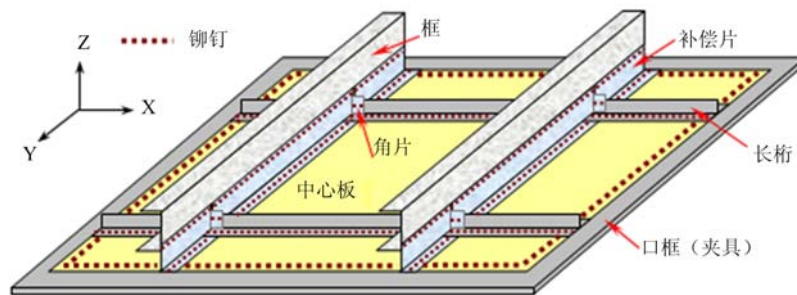


图 1 框-长桁-蒙皮组成的典型行波管试件

Fig. 1 Typical specimen for progressive wave tube test

1 试件

典型壁板结构试件为与实际飞机结构类似的结构壁板,取蒙皮、框、长桁组成双向双加筋且用于声疲劳试验的飞机典型壁板结构件(图 1),通过高声强行波管试验进行声疲劳破坏试验,以反映结构声振

^{*} 收稿日期: 2009-05-07; 修订日期: 2009-10-07

基金项目: 航空科学基金 2008ZA23002

通讯作者: 邵闯(1966—),男,在职博士生,高级工程师,从事飞机结构动强度和动力学环境工程研究。E-mail: sch623@yahoo. cn

疲劳的破坏方式,为飞机结构的抗声疲劳设计提供依据。

2 试验方法

2.1 试验装置

高声强行波管为获取飞机典型壁板结构声疲劳的主要试验装置,用于模拟行波声场(或半自由场),适用于在行波场或半自由场条件下进行声疲劳试验,其构造由声源、过渡段、试验段及消声排气段等四个部分组成(图 2);高声强行波声疲劳试验中所用测控设备有:ACS 噪声控制仪、高声强传声器及放大器、应变计及其测量分析装置等等(图 2)。

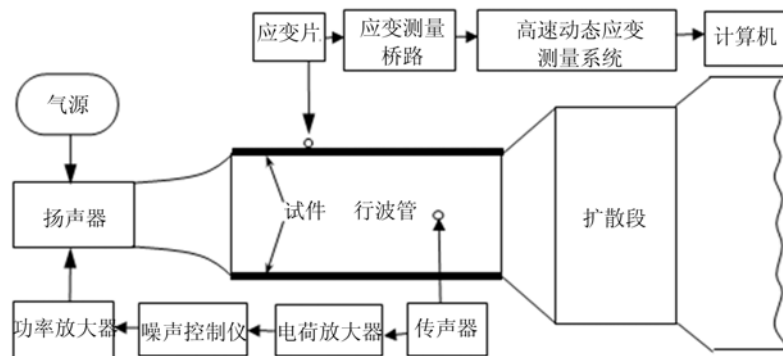


图 2 行波管试验装置示意图

Fig. 2 Schematic illustration of progressive wave tube test system

2.2 试验方法

1) 激励方式 采用掠入射激励方式^[1,2],使声波的传播方向与试件表面互相平行,暴露在行波声场中的试件表面前后所受声载荷基本一致,能够反映实际使用中的受载状态。将试件安装在行波管的侧壁上进行试验时,由于行波管试验段截面尺寸较小,行波管内可获得较高声压级和较宽频谱。本次声疲劳试验的典型壁板结构试件表面比较光滑平整且形状比较规则,因此直接安装在行波管的侧壁进行试验。

2) 试验夹具及试件安装 行波管一方面使行波管内产生高声强掠入射激励方式,另一方面起到与典型壁板结构试件相连接的作用,即利用典型结构件上的口框(起夹具作用以连接典型壁板结构试件和行波管)通过螺栓安装到行波管侧壁上,共同组成完整的行波管。

3) 破坏监测 破坏的监视可以通过试件响应的改变来完成,即在试验中应变或加速度的响应频率相对于试验开始时的值下降 20%^[4](试验经验表明:一般情况下,当频率下降 10%,金属材料构件即会发生声疲劳破坏),应停止试验。但由于应变片在动态测试中很快会发生失效,及加速度计会对试件产生一个附加惯性力且较难固定在试件上,目前试验监测主要采用断裂丝法与目测法监测裂纹相结合,发现可疑现象立即停机检查。

3 预试验

3.1 声疲劳破坏预试验(一)

将试件 A1、A2 同时安装在行波管试验段的相对侧壁上,再进行声疲劳试验中的载荷与响应关系测试,初步确定用于预试验的声载荷,然后进行声疲劳破坏试验以确定声疲劳破坏方式、试件破坏应力和破坏时间。试验后试件 A1(图 3)和 A2(图 4)中框—补偿片连接结构端部的补偿片沿铆钉中心线和弯折处撕裂,同时在 A2 的长桁与补偿片交汇处的框与补偿片连接点上的框的铆钉孔边产生裂纹,则此时试件已发生了声疲劳破坏。

3.2 声疲劳破坏预试验(二)

针对预试验(一)出现的试件补偿片端部的撕裂情况,初步判断是框与补偿片端部的支撑偏弱、壁板

的振动弯曲应力作用导致补偿片撕裂,为此采用槽铝型材在试件 D1、D2 框的端部进行支撑(图 5),以期增强端部边界连接的支撑强度。试验一段时间后,试件 D1(图 6)、D2(图 7)发生类似 A1、A2 的声疲劳破坏。

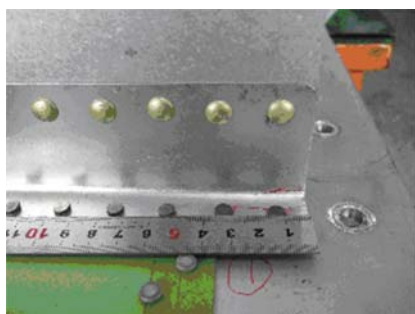


图 3 A1 的声疲劳破坏

Fig. 3 Damage of specimen A1

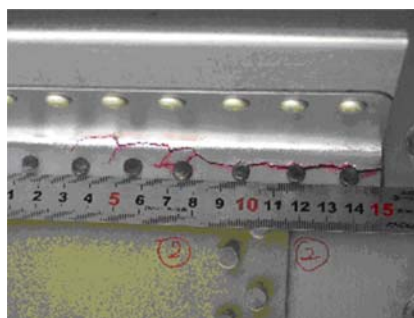


图 4 A2 的声疲劳破坏

Fig. 4 Damage of specimen A2

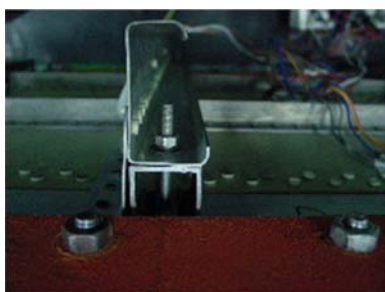


图 5 支撑型式之一

Fig. 5 The first supporting shape



图 6 D1 的声疲劳破坏

Fig. 6 Damage of specimen D1



图 7 D2 的声疲劳破坏

Fig. 7 Damage of specimen D2

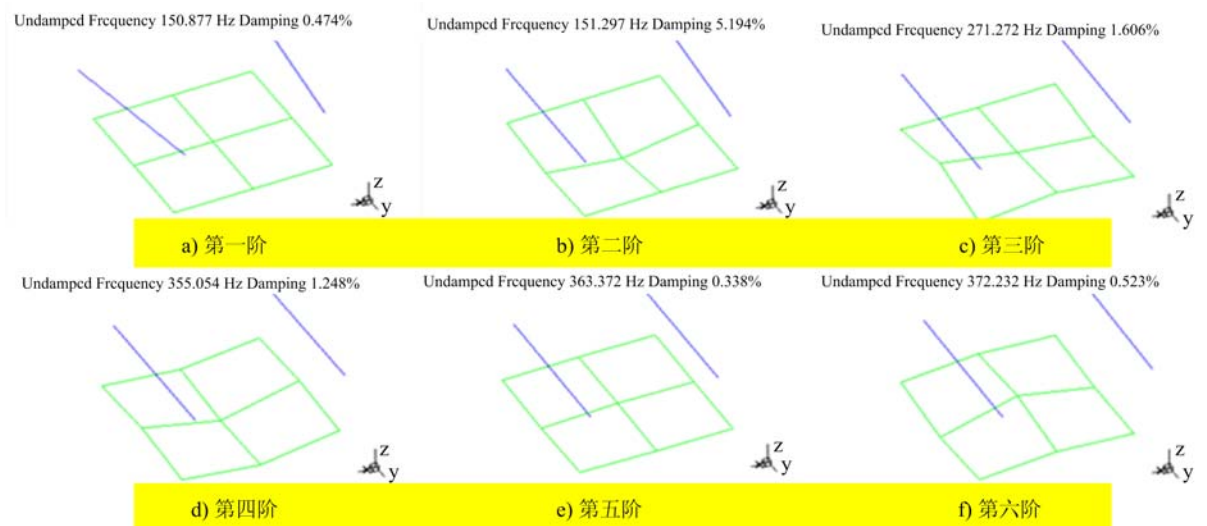


图 8 模态测试图 a) 第一阶;b) 第二阶;c) 第三阶;d) 第四阶;e) 第五阶;f) 第六阶

Fig. 8 Results of modal testing, a) 1st mode, b) 2nd mode, c) 3rd mode, d) 4th mode, e) 5th mode, f) 6th mode

3.3 模态测试

事后利用敲击法针对无端部支撑的试件 C2 进行模态测试(模态振型如图 8 所示,图中的两条直线分别表示图 1 中的框和补偿片结构振动模态,图中的矩形表示为图 1 所示的典型行波管试验件的中心板的振动模态),结果表明:框和补偿片结构绕 z 轴的一阶扭转模态频率为 150.877Hz;典型壁板结构试件中心板的一阶模态频率为 151.297Hz,同时框和补偿片结构伴随中心板的横向振动做弯曲运动。

此外当以 160Hz 为中心频率的 1/3 倍频程窄带平谱进行声疲劳破坏试验时,这一窄带平谱包含了中心板与框和补偿片结构的模态激励,在激发试件中心板发生共振的同时也使得框和补偿片结构发生共振。而铝合金材料的框与补偿片结构中的补偿片材料强度和结构刚度远小于钛合金壁板的材料强度和结构刚度,因此端部的补偿片先于钛合金壁板结构的蒙皮与长桁连接位置、蒙皮与补偿片连接位置等应变/应力严重部位而发生声疲劳破坏。

3.4 预试验破坏分析

尽管对试件 D1、D2 的框与补偿片结构端部进行支撑加强,仍然发生了和试件 A1、A2 相同的声疲劳破坏——补偿片撕裂,结合模态测试结果,可知造成原始状态典型试件声疲劳破坏的原因是由框和补偿片结构的扭转共振频率与声激励频率耦合造成的。

综合预试验(一)、(二)的声疲劳破坏方式,分析发现:当框和补偿片结构(铝合金材料)作为一独立结构时,利用铆钉将其固定于材料和结构动态特性远高于其本身的钛合金壁板和铝合金口框上时,其力学模型可以简化成一边约束、三边自由的板。另外由于框的弯边存在,相当于在这一结构的一边附加了集中质量。从结构布局上说,试件 D1、D2 和试件 A1、A2 的框和补偿片结构无本质差别,因此当声载荷施加时,钛合金壁板的强烈振动诱发了框和补偿片结构发生单边约束板的振动,补偿片又位于约束边,从而导致框和补偿片结构端部补偿片沿铆钉孔和加工缺陷处(弯角压痕)的撕裂。

4 框边界不同支持方式的声疲劳试验

依据两次预试验结果和初始状态试件 C2 进行模态测试结果,为改善扭转刚度,在框和补偿片结构端部采用了不同的方式进行约束,使其在声疲劳试验过程中不产生共振和抑制过度振动。为此,我们对试件框端部采用了三种方式进行支持:1)钢制角片支撑;2)钢制补偿片(利用已破坏的试件 D2);3)钢制整体加工的实体接头。

4.1 钢制角片

用 5mm 厚钢板制作成图 9 中的支撑角片将试件的框和口框采用铆接方式连接成一体,以限制试件框和补偿片的扭转振动。模态测试结果表明:试件中心板的一阶模态频率为 146Hz,框和补偿片结构的一阶扭转模态频率 284Hz。模态测试表明框与补偿片结构的扭转模态频率被提高,因此在以包含试件中心板的一阶模态频率的 1/3 倍频程窄带平谱进行声激励的声疲劳破坏试验时,框与补偿片结构不会发生扭转共振。

试验后经目测检查发现框与补偿片端部仍然发生破坏(图 10、图 11),其原因在于试件 C2 的支撑钢制角片与框—补偿片结构和口框是通过铝制抽心铆钉进行固定的,铆钉的连接强度较弱,造成在强噪声作用下其连接功能很快失效,产生了与试件 A1、A2、D1、D2 类似的声疲劳破坏(图 11)。

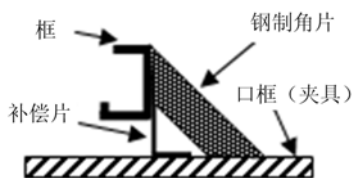


图 9 支撑方式
Fig. 9 The supporting shape



图 10 C2 的支撑脱落
Fig. 10 Broken supporter of C2



图 11 C2 的补偿片撕裂
Fig. 11 Broken holder of C2

4.2 钢制补偿片支撑的试件

针对试件 C2 的破坏情况,为保证余下的试件 C1、B1、B2 不再发生类似破坏,利用已破坏的试件 D2 进行探索试验。将已发生破坏的铝制补偿片全部拆除、换掉,改换成尺寸、结构型式相同的钢制补偿片,用钢铆钉固定,并编号为 D2(g)。

试验发生破坏后,目测检查发现四片更换为钢制补偿片端部与蒙皮连接的前三个钢制铆钉头多处出现不同程度的磨损和脱落、一处出现沿焊缝撕裂的、一处出现补偿片与框连接的铆钉头脱落等声疲劳破坏现象(图 12)。

4.3 钢制实体接头

为不再发生类似的框和补偿片结构端部的声疲劳破坏,并有效地模拟实际飞机框结构的整体型(环状封闭结构),维护框结构的整体性,同时防止加工缺陷造成意外的声疲劳破坏(如试件 D2(g)沿焊缝的撕裂),采用整体机械加工方法制作钢制连接头(图 13)。最终,采用钢制实体接头将试件的框和补偿片结构端部通过不锈钢螺栓与口框(夹具)连接在一起,完成其余试件的声疲劳试验,以避免声疲劳试验过程中框和补偿片结构端部再次产生任何可能方式的振动疲劳破坏。

试件 C1、试件 B1、试件 B2 试验后发生相同的声疲劳破坏方式——框及补偿片结构连接 Z 型长桁的补偿角片的撕裂(图 14~16),试验中连接接头的螺栓被振脱,说明试件的框和补偿片端部仍然存在强烈的振动。

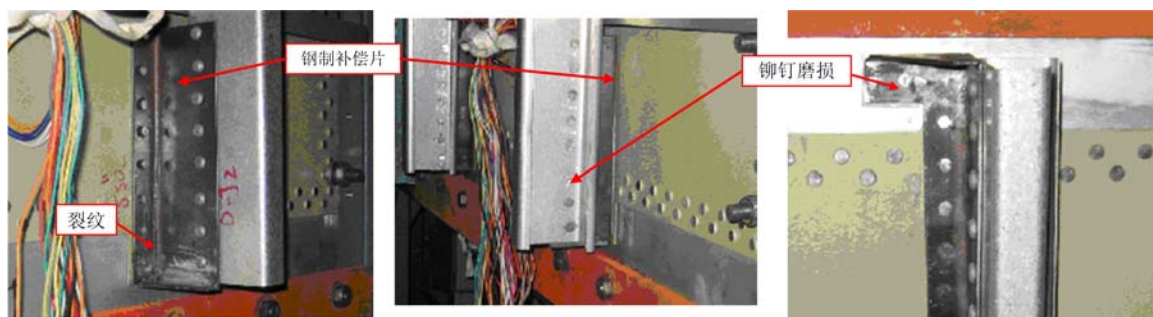


图 12 钢制补偿片的声疲劳破坏

Fig. 12 Sonic fatigue damage for holders made of steel



图 13 钢制接头的安装

Fig. 13 The fixed steel joint



图 14 B1 的声疲劳破坏

Fig. 14 Damage of B1



图 15 C1 的声疲劳破坏

Fig. 15 Damage of C1



图 16 B2 的声疲劳破坏

Fig. 16 Damage of B2

4.4 声疲劳破坏分析

1) 试件框与补偿片结构端部的支撑刚度相对较弱的 A 组试件、D 组试件、试件 C2、试件 D2(g) 的最大均方根主应力依次为试件中心板(图 1 所示)的长边中点最大、短边中点次之、板中心最小,此时试件中心板的板结构可以简化为两对边(长桁)固支或强弹性支撑、两对边弹性支撑的矩形板;试件 C1、B1、B2 的最大均方根主应力发生在中心板的中心点、长边中点次之、短边中点最小,此时试件中心板的板结构可以简化为四边弹性支撑或四边简支的矩形板,也就是试件的框和补偿片端部的支撑刚度会对试件中心板的力学模型产生影响。

2) 支撑刚度的强弱不仅影响到试件的板结构边界条件,也影响到试件的框结构特性,使其从三边自由状态转到三边约束状态,但没有改变框与补偿片所组成的板结构在声激励过程中随壁板横向振动而产生的摆动,试件 C2 支撑角片的连接铆钉振坏、试件 B1 的端部接头的螺栓松动和脱落、试件 D2(g)

的钢补偿片撕裂和钢铆钉的磨损,都是由于试件壁板的强烈振动导致试件框结构的摆动所造成的。同时在组成典型壁板结构试件的所有材料中,补偿片材料强度低、结构刚度弱,因此在声疲劳试验过程中都是补偿片结构首先发生声疲劳破坏。

5 结论

1) 无约束或约束刚度较差的情况下试件框结构端部的补偿片撕裂,约束刚度强的情况下试件框结构中的补偿片(角片)撕裂,说明典型壁板结构试件中补偿片结构的强度和刚度偏弱,反映出框和补偿片结构是影响这种结构抗声疲劳性能的薄弱环节;

2) 在采用的钢制角片支撑、钢制补偿片、钢制整体加工的实体接头这三种改善框和补偿片结构扭转刚度的措施中,钢制实体接头满足了典型结构声疲劳试件的动力学边界条件和刚度条件;

3) 试件 C1、B1、B2 的声疲劳破坏方式是连接框和长桁的补偿片(角片)撕裂,其发生部位为典型壁板结构试件的补偿片与长桁的连接部位,是这种结构在实际使用过程中发生声疲劳破坏的真实体现,其损伤原因在于框和补偿片结构随飞机典型壁板结构试件中心板共振而产生的弯曲和扭转振动造成的。

总之,飞机典型结构声疲劳试件的设计必须充分考虑其在飞机结构的安装方式及其与机体的连接形式,使得典型试件的动力学特性(包括动力学边界条件)与实际结构一致,同时试验夹具应满足飞机典型结构试验件的动力学支持条件,才能得到可靠的声疲劳试验结果,进而指导飞机结构的抗声疲劳设计。

参考文献:

- [1] 邵闯,葛森,黄文超. 飞机结构声疲劳试验技术研究[J]. 振动工程学报,2006,19(S):22—25 (SHAO Chuang, GE Sen, HUANG Wenchao. The technique of sonic fatigue for aircraft structures [J]. Journal of Vibration Engineering, 2006,19(S):22—25 (in Chinese))
- [2] 姚起杭. 飞机结构声疲劳设计指南[M]. 北京:航空工业出版社,1997 (YAO Qihang. Design guideline of sonic fatigue for aircraft structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997(in Chinese))
- [3] 姚起杭. 飞机强度设计指南[M]. 西安:西北工业大学出版社,1997: 248—255 (YAO Qihang. Design guideline of aircraft dynamic strength[M]. Xi'an: Press of Northwestern Polytechnical University, 1997: 248—255 (in Chinese))
- [4] 姚起杭主编. 飞机结构声疲劳文集[M]. 北京:航空工业出版社,1991:108—126 (YAO Qihang. The corpus of sonic fatigue for aircraft structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991(in Chinese))

Experimental Study of Sonic Fatigue Failure for Typical Structure Specimens of Aircraft

SHAO Chuang¹, HUANG Wen-chao²

(1. School of Mechatronic Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: Typical structure specimen of aircraft is composed of skin-frame and skin-joint with bidirectional and dual-stiffened 3×3 panels. Its sonic fatigue tests were carried out. The exciting spectrum of sonic fatigue test is a narrowband (bandwidth is 1/3 octave band) random spectrum, the centre frequency of which is the first frequency of centre lattice of typical specimen. Sonic fatigue damages of the panel structure were fulfilled by high acoustic intensity progressive wave tube in order to detect the design fault. By twice pretest of the original typical specimens, the hard faults of primal structures were confirmed. The shape of original typical structure specimen was mended by three supporting measures. Mended specimen sonic fatigue damage was analyzed.

Keywords: vibration fatigue; sonic fatigue; progressive wave tube(PWT); damage; model