

某型飞机进气道在噪声环境中的振动疲劳分析

徐志刚¹, 陈荣¹, 李权¹, 姚起杭²

(1. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076; 2. 西北工业大学, 西安 710076)

摘要: 某型飞机进气道常出现蒙皮裂纹、铆钉松动及掉铆钉头等故障, 给飞行安全带带来隐患。研究发现, 此类故障是进气道在强噪声环境下, 噪声脉动压力引起的结构振动疲劳损伤。应用阻尼层可降低强噪声对进气道蒙皮和铆钉的破坏。发动机地面试验结果表明, 进气道阻尼层的应用显著降低了蒙皮壁板的振动量级。

关键词: 噪声激振; 振动疲劳; 阻尼层

中图分类号: TG171; V252 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2011)04-0100-04

Vibration Fatigue Analysis of Plane Inlet Channel under Noise Environment

XV Zhi-gang¹, CHEN Rong¹, LI Quan¹, YAO Qi-hang²

(1. Beijing Aeronautical Engineering Technology Research Centre, Beijing 100076, China;

2. Northwestern Polytechnic University, Xi'an 710076, China)

Abstract: Failures usually appeared in inlet channel of certain plane such as skin cracking, rivet loosening and rivet head breaking, which are becoming incipient fault of flight safety. Research results showed that the failure is structure vibration fatigue damage caused by pulsating noise pressure in intense noise environment. Application of damping layer can lower the influence of intense noise on skin and rivet. Ground experiment results of engine showed that application of the damping layer has lowered vibration level of the inlet channel skin obviously.

Key words: noise excitation; vibration fatigue; damping layer

某型国产飞机进气道结构存在着缺少空气调节装置、蒙皮偏薄等设计缺陷, 在外场使用中大量出现进气道蒙皮裂纹、铆钉松动及掉铆钉头等故障。尽管后期对进气道内蒙皮进行了加强, 但故障现象时有发生。进气道蒙皮裂纹、铆钉松动及掉铆钉头

故障位置, 多处在飞机左、右进气道内中部水平隔板附近的第16—18框间外侧壁板上。第16—18框截面为进气道最狭窄的区域, 此段进气道气流流场通道最细、气流密度最大, 其壁板承受的气动力最大, 铆钉和蒙皮承受的载荷也较大, 强烈的压差带来蒙

收稿日期: 2011-01-21

作者简介: 徐志刚(1966—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞机的日历寿命和装备的失效分析与预防。

皮变形,加快了疲劳裂纹的萌生速度,使铆钉孔边缘产生裂纹。

研究发现,产生故障的主要原因是进气道在强噪声环境下,噪声脉动压力引起的结构振动疲劳损伤。在 130 dB 以上的噪声激励下,结构容易产生声致振动疲劳,激励的声压级越高,破坏得越快。某型飞机进气道内声压级在 140 dB 以上^[1],进气道内壁蒙皮偏薄,装配时铆钉头划窝深度过深,划窝孔周边出现尖角,引起应力集中。由噪声引起的振动,使结构产生疲劳损伤,导致进气道蒙皮裂纹、铆钉松动及掉铆钉头等故障,给飞行安全带来隐患。

为减少飞机进气道蒙皮裂纹、铆钉松动及掉铆钉头等故障,提高飞机的安全性,通过采用进气道加装阻尼层减振技术,来降低故障部位的振动量级,增加蒙皮壁板振动疲劳寿命。

1 加装阻尼层解决结构振动裂纹的原理

应用加装阻尼层技术来解决特定结构的减振和裂纹问题是国外常用的一项成熟技术。结构振动裂纹产生的时间与所经受振动量值的关系,一般呈指数形式的反比关系:

$$(A_1/A_2)^K = t_2/t_1$$

式中: A_1, t_1 为阻尼减振处理前的振动量值和开裂时间; A_2, t_2 为阻尼减振处理后的振动量值和开裂时间; K 为参数。

结构裂纹问题解决后,需要在 t_2 时间内结构不出现振动疲劳裂纹, t_2 可以视为结构使用寿命或检修周期。 K 可以从元件振动疲劳 $S-N$ 曲线中得出,也可通过大量数据统计得到。MIL-STD-810 给出的 K 值为:随机振动时 $K=4$,正弦振动时 $K=6$ 。如果将产生裂纹的随机振动量值降低 1/2,则开裂时间近似延迟 10 倍;随机振动量值降低 2/5,开裂时间可近似延迟 7.7 倍;随机振动量值降低 1/3,开裂时间可延迟 5 倍^[2-5]。

应用附加阻尼层技术,在需减振的结构表面附加上一层阻尼材料,将振动机械能转变为热能来达到减振的目的。目前应用较广的是黏弹性高分子阻尼材料,在受外力作用时一方面由于分子链产生可恢复的弹性拉伸,另一方面由于分子链间不能恢复的相对位移产生永久变形,这种变形能通过分子间

的摩擦变为热能消散。

阻尼技术应用的方式有 2 种:自由阻尼层和约束阻尼层,如图 1 所示。自由阻尼层是将黏弹性材料直接粘贴在需要减振的结构上,当结构发生弯曲振动时,阻尼层受到拉压变形,因阻尼材料有较大的应力应变滞迟回线,从而消耗振动能量,降低振动幅值,起到减振作用。约束阻尼层是在需减振的结构上粘贴一层软的黏弹性材料(阻尼层),然后在阻尼层外面再覆盖一层薄金属片(约束层)。当结构振动时,阻尼层一侧受到约束层约束,另一侧随结构振动,使阻尼层发生较大的剪切变形,由于黏弹性材料的滞迟回线面积大,每振动 1 周就可消耗一定的能量,从而起到减振作用。

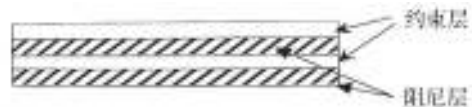


图 1 约束阻尼层结构示意图

Fig. 1 Diagrammatic sketch of restrain damping layer

2 结构改进和减振效果验证

2.1 试验方法

在飞机进气道裂纹多发区域第 13—14 框及第 17—18 框之间,进气道外壁蒙皮内表面加装约束阻尼层。为使铆接结构得到充分减振,减少阻尼层翘起,将光面蒙皮区域和蒙皮与铆钉连接区域分别铺贴。施工通道采取在飞机机身外表面蒙皮第 13—14 框及第 17—18 框、第 11—12 长桁及第 14—15 长桁之间开挖施工口,施工完成后将挖口四周铆接托板螺母、配置口盖进行封堵。

对比飞机进气道蒙皮加装与不加装约束阻尼层的情况,通过地面试车,分别测量蒙皮上 3 个加速度测量点的时域响应,比较验证最佳约束阻尼层结构在飞机进气道蒙皮结构上的真实使用效果。地面开车试验仅考虑慢车状态,并保证加速度测量系统在同一设定基准下测量。

2.2 结果和讨论

图 2—4 分别为不加阻尼层时,进气道蒙皮 1#—3#测量点在慢车状态下的功率谱。测试结果表明,

进气道蒙皮结构在很宽的频带范围内存在多个振动峰值,在500~1400 Hz频段内尤为突出。1#—3#测量点在10~2000 Hz频段内的振动均方根值分别为9.85g,9.45g,13.56g,对均方根量值贡献较大的频率分别为677,724,779,1074,1217 Hz。

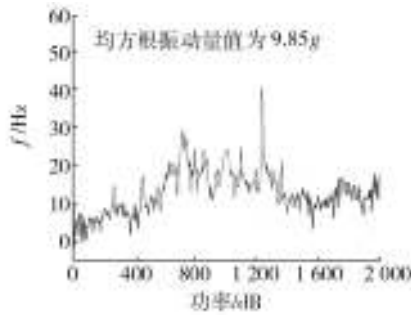


图2 不加阻尼层1#测点功率谱

Fig. 2 Power spectrum of 1# point without damping layer

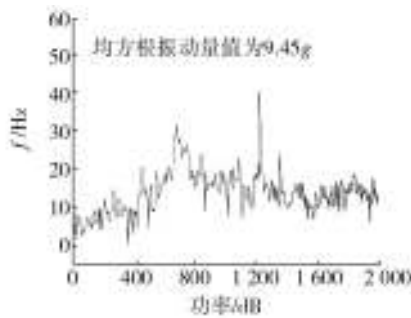


图3 不加阻尼层2#测点功率谱

Fig. 3 Power spectrum of 2# point without damping layer

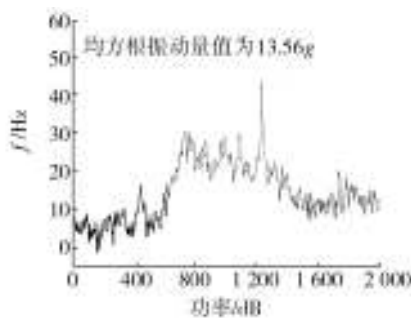


图4 不加阻尼层3#测点功率谱

Fig. 4 Power spectrum of 3# point without damping layer

图5—7分别为加装复合约束阻尼层结构后,进气道蒙皮1#—3#测量点在慢车状态下的功率谱。可以看出,尽管加装阻尼层的面积与整个进气道蒙皮结构无法相比(附加质量仅为135 g),且由于进气道外蒙皮所开口盖狭小影响施工质量,导致约30%阻尼层因与蒙皮粘贴不紧而起不到应有的减振作用。

然而,复合约束阻尼层的减振作用已十分明显,它使得1#—3#测量点振动响应在图5—7中所示频段内均有不同程度的下降。

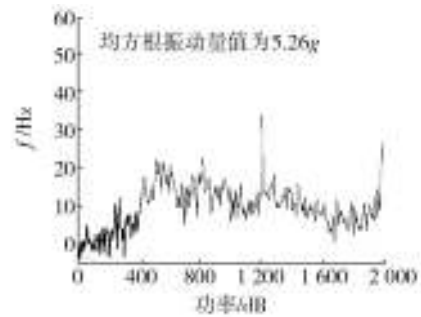


图5 加装阻尼层1#测点功率谱

Fig. 5 Power spectrum of 1# point with damping layer

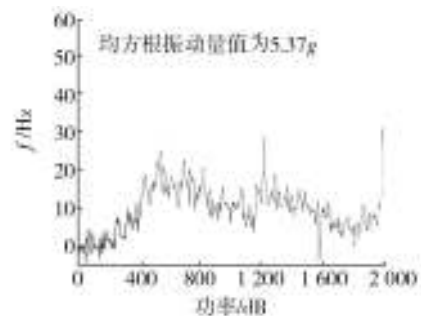


图6 加装阻尼层2#测点功率谱

Fig. 6 Power spectrum of 2# point with damping layer

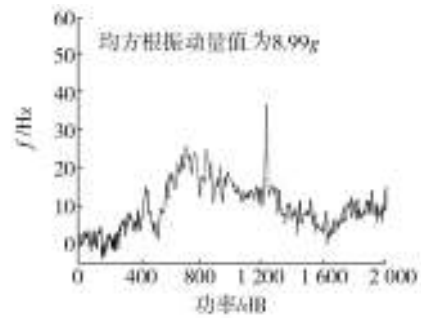


图7 加装阻尼层3#测点功率谱

Fig. 7 Power spectrum of 3# point with damping layer

通过对图2和图5、图3和图6、图4和图7中所列数据分别比较可知:1#测量点均方根量值由9.85g下降至5.26g,振动量衰减47%;2#测量点均方根量值由9.45g下降至5.37g,振动量衰减43%;3#测量点均方根量值由13.56g下降至8.99g,振动量衰减34%(由于3#测量点所处位置附近受条件限制仅有少量面积加装有阻尼层且靠近其它大面积无阻尼层区域,因此振动衰减比1#和2#测量点要小属正常现象,仍具一定

阻尼效果)。由于加装后比加装前振动衰减超过40%,按照铝结构振动寿命的当量关系可以估计,加装阻尼层后蒙皮壁板振动疲劳寿命增加了约7.7倍。

3 结论

1) 某型飞机进气道蒙皮裂纹、铆钉松动故障是强噪声环境下的结构振动疲劳所致。

2) 进气道加装复合约束阻尼层,对抑制飞机蒙皮结构宽频振动效果显著,可有效解决蒙皮裂纹、铆钉松动问题,确保飞行安全。

参考文献:

- [1] 龚庆祥. 航空器振动故障实例分析汇编[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
- [2] 姚起杭. 飞机结构声疲劳设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1998.
- [3] 姚起杭. 飞机结构声疲劳文集[M]. 北京:航空工业出版社,1991.
- [4] 张阿舟,诸德超,姚起杭,等. 实用振动工程[M]. 第二卷. 北京:航空工业出版社,1997.
- [5] 张阿舟,姚起杭. 振动制造工程[M]. 北京:航空工业出版社,1989.

(上接第96页)

面涂层有一定防水作用,内外层吸水能力不同。

4) 对比发射药的吸水性,0.2 mm厚可燃药筒试样明显具有较强的吸水能力。在相同环境湿度下,前期可燃药筒的水分增加速率明显快于参比发射药,且最大吸水率也高于2种发射药。这是由于可燃药筒的主要成分是硝化棉,硝化棉中存在未被取代的羟基、毛细管和很大的内表面,因而能吸附水分、凝结水分并与水分子形成氢键,具有较强的吸附能力^[7]。由于可燃药筒与发射药在成分与吸水性能等方面具有很大差异,共同储存时可能会相互影响,因此在今后的吸水性研究中需要考虑药筒与筒内发射药一起放置时的情况。

3 结论

1) 可燃药筒材料的平衡吸水率与药筒所处的环境相对湿度有紧密关系,环境相对湿度越大,可燃药筒材料的最大吸水率就越大,当相对湿度接近90%时,最大吸水率增长快。常温条件下,0.2 mm的可燃药筒材料在较低湿度环境下的平衡吸水率约为1.5%~2.5%;在高湿度条件下,其水含量可接近4%。

2) 与筒内发射药相比,可燃药筒暴露在干燥环境中易失去水分,而在潮湿环境中易吸收水分。这是由于其主要成分硝化棉具有较强的吸水能力,说

明可燃药筒的水含量受外界环境湿度的影响较大。

3) 可燃药筒材料厚度降低为原来的1/10时,烘干速率和平衡失水率基本没有变化,但是吸水速率和平衡吸水率分别增加40倍和15倍。

参考文献:

- [1] 赵成文,周伟良,徐复铭. 新型可燃药筒的制备及性能研究[D]. 南京:南京理工大学,2008.
- [2] KURULKAR G R, SYAL R K, SINGH H. Combustible Cartridge Case Formulation and Evaluation[J]. Journal of Energetic Materials, 1996, 14(2): 127.
- [3] 张纲要. 固体火箭发动机绝热层材料的吸水性研究[C]//中国宇航学会固体火箭推进24届年会论文集. 中国宇航学会, 2007: 320—323.
- [4] HO C H, MONEYHUN J H, AGOURIDIS D C, et al. Detection of Nitroesters and Moisture in Combustible Cartridge Case Wall by Indicator Strips and Instruments, ORNL/TM-12286[R]. Oak Ridge: Oak Ridge National Laboratory, 1992.
- [5] SYAL R K, TALEGAONKAR S B, PESHAVE J R. Drying Characteristics of Combustible Cartridge Case[J]. Chemical Engineering World, 1995, 30(6): 119.
- [6] 王泽山,韩盘铭,张续柱. 火药实验[M]. 北京:中国科技出版社,1992.
- [7] 殷雅侠,徐赛龙,张续柱,等. 无壳弹发射药的吸水性和热安定性研究[J]. 含能材料, 2000, 8(1): 34—36.