

阻尼减振技术在某型飞机短舱尾罩裂纹中的应用

魏宇宏, 骆利民

(航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司, 西安 710089)

摘要: **目的** 针对某型飞机短舱尾罩振动情况开展研究, 制定不对结构进行颠覆性改进短舱尾罩裂纹问题的解决措施。**方法** 对短舱尾罩处的振动情况进行测试, 分析短舱尾罩裂纹形成的原因, 利用阻尼减振技术的原理选择适合的阻尼材料和处理方式, 通过振动测试验证改进效果。**结果** 采用阻尼减振技术后, 振动水平最大降低约 83%, 峰值个数明显减少, 对易产生蒙皮裂纹的大于 150 Hz、0.8 g 以上的振动具有有效的抑制作用, 能够有效提高蒙皮结构的使用寿命。**结论** 短舱尾罩蒙皮结构采取阻尼层减振处理的方法基本解决了短舱尾罩裂纹问题, 同时也给解决振动引起的类似问题提供了解决思路。

关键词: 短舱尾罩; 裂纹; 阻尼减振

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.02.013

中图分类号: V216 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)02-0077-04

Application of Damping Vibration Absorbing Technology on the Nacelle Tail Cone of a Specific Type of Aircraft

WEI Yu-hong, LUO Li-min

(AVIC Xi'an Aircraft industry (Group) Co., Ltd, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: The paper aims to study the vibration of a certain type of aircraft nacelle tailgate, and to develop measures to eliminate the crack of the nacelle tailgate without subverting the structure. The vibration condition of the nacelle stern cover was tested to analyze the cause of crack formation of the nacelle stern cover. The suitable damping material and treatment method were selected according to the principle of damping technology, and the improvement effect was verified by vibration test. After the adoption of damping vibration absorbing technology, the vibration level was reduced by about 83% to the maximum; the number of peak values was significantly reduced. It had an effective inhibitory effect on the vibration more than 150Hz and 0.8 g, which was prone to generate skin cracks, and could effectively improve the service life of skin structure. The method of damping layer is adopted to reduce the vibration of the cover skin of the nacelle.

KEY WORDS: nacelle tail cone; cracks; damping vibration absorbing

飞机结构在使用时始终处于振动环境中。振动是机械或结构系统在其平衡位置附近的往复运动^[1], 它

引起的结构疲劳破坏是飞机结构破坏的主要模式之一, 也是航空武器装备研制和使用中的共性问题^[2]。

收稿日期: 2019-09-06; 修订日期: 2019-09-06

Received: 2019-09-06; Revised: 2019-09-06

作者简介: 魏宇宏(1970—), 男, 陕西彬县人, 硕士, 研究员级高级工程师, 研究方向为飞机结构设计, 试验技术。

Biography: WEI Yu-hong (1970—), Male, from Binxian, Shaanxi, Master, Senior engineer, Research focus: aircraft structure design, test technology.

在整个飞行过程中,飞机上的某些部位会始终处于强噪声(如喷气噪声、附面层噪声等)环境之中,冲击波噪声、气流分离噪声等都对飞机结构产生噪声激励,从而产生振动应力。越靠近噪声源的结构,这种振动应力尤其严重^[3]。这种由噪声、振动的激励而导致结构产生的疲劳现象称之为振动疲劳^[4]。航空航天领域广泛存在着振动疲劳问题,严重危及飞行器结构的安全可靠性,增加了飞机维护的难度和维护成本。为了解决或改善飞机振动引起的上述问题,人们就致力于发展各种振动控制技术^[5],也就是对系统的动态响应或动不稳定性加以控制,把系统的振动水平限制在最小限度或最小允许程度。经典的振动控制主要是采用阻尼、隔振和吸振的方法实施振动控制^[6]。近几十年来,以黏弹性阻尼材料为基础的阻尼减振技术得到长足发展^[7],用于减少结构振动的响应、避免结构出现不稳定性以及降低振动引起的噪声等,它是在原系统的基础上的改进措施,一般不影响原系统的设计^[8]。

某型飞机短舱尾罩位于发动机短舱后,外厂使用中,多架飞机在飞行 200 h 左右时,短舱尾罩均先后程度不等多次出现裂纹,影响了飞机的正常出航和飞行安全性,增加了维护成本,并在用户中造成不良的影响。在解决该问题过程中,曾采取了多种结构加强方法,但没有收到良好的效果。分析认为,短舱尾罩处的裂纹主要由于振动引起,因此,考虑从减振方面解决短舱尾罩裂纹问题。

1 裂纹形成的原因

在发动机短舱内部,安装有发动机、空调组件和辅助动力装置等,振动环境恶劣。这些系统在工作时,都会不同程度地对短舱结构造成振动影响,加上短舱尾罩部位外形较平,局部刚性差,受振动影响,极易产生裂纹。为掌握短舱振动的具体情况,在短舱结构未采取任何改进措施的情况下,对短舱尾罩处的振动情况进行了测试,重点测试频繁产生裂纹的部位。通过测试得到结果如下:短舱尾罩蒙皮结构在较宽的频带内具有多个显著振动峰值,其分布频域主要在 70~1200 Hz 之内,其中几个较大的振动加速度分别为 3.5g(122 Hz)、2.43g(137 Hz)、1.84g(134 Hz)、2.19g(180 Hz)、1.67g(328 Hz)、1.72g(122 Hz)。

上述测试结果显示,短舱尾罩处振动环境恶劣,当振动频率大于 150 Hz、振动加速度大于 0.8 g 时,结构就很容易产生裂纹。若不对结构进行颠覆性改进,发动机和气流扰动引起的振动基本没有方法解决。空调组件可以安装减振器相对减弱其自身的振动。因此,改进结构并不会很大程度上改善振动环境,

必须寻找其他途径,采用对结构影响较小的阻尼减振技术是其中之一。

2 阻尼减振

2.1 原理

结构振动产生的时间与所经受振动量值(加速度或谱密度)的关系,一般呈指数形式的反比关系:

$$\left(\frac{A_1}{A_2}\right)^K = \frac{t_2}{t_1} \quad (1)$$

式中: A_1 、 t_1 为原来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。要想解决结构振动裂纹问题,就是要求在时间 t_2 内结构不出现振动裂纹。这里 t_2 可以是结构使用寿命或检修周期。式中参数 K 可以从元件振动疲劳 $S-N$ 曲线中得出,也可通过大量破坏数据统计得到。

美军标 MIL-STD-810 给出的 K 值为:随机振动 $K=4$,正弦振动 $K=6$ 。通过铝材 $S-N$ 曲线得出的试验数据为:随机振动 $K=3.743$,正弦振动 $K=4.814$ 。

按式(1),如果将产生裂纹的随机振动应力谱密度降低 50%,则开裂时间近似延迟 10 倍,降低 75% 可近似延迟 100 倍。一般而言,对一个现正服役使用的结构,不易重新制造或改装,而采用阻尼材料附加处理却有可能将危险点的振动应力降低 50% 甚至 75%。

2.2 阻尼材料的减振作用

黏弹阻尼减振技术被广泛应用于结构动力学控制、减振降噪等场合。其得到广泛使用的一个原因是黏弹性阻尼材料在较宽的温度和频率范围内都具有良好的阻尼能力,对结构进行附加阻尼处理能有效地增强结构的振动能耗散能力^[9]。

阻尼材料是指由某些黏弹性高分子材料组成的,可以在变形时产生分子间内摩擦耗能的材料。其中,使阻尼层产生弯曲变形耗能(没有盖板)的称为自由层阻尼处理,使阻尼层产生剪切变形耗能(有盖板)的称为约束层阻尼处理。

阻尼材料应用的温度范围与频率范围成相反关系,使用时还要求兼顾使用频率范围。阻尼材料附加到结构上后,最终要体现为在使用温度及频率范围内被处理结构的损耗因子或结构的共振放大因子达到预期的减振指标。

一般而言,钢、铝的损耗因子为 10^{-4} 量级;整体加工件及焊接件的损耗因子为 10^{-3} 量级;铸铁的损耗因子为 10^{-2} 量级;铆接及螺接件的损耗因子为 10^{-2} 量级。一般阻尼材料的损耗因子为 10^{-1} 量级,甚至 10^0 量级。要求它们附加到结构上后,结构或有关局

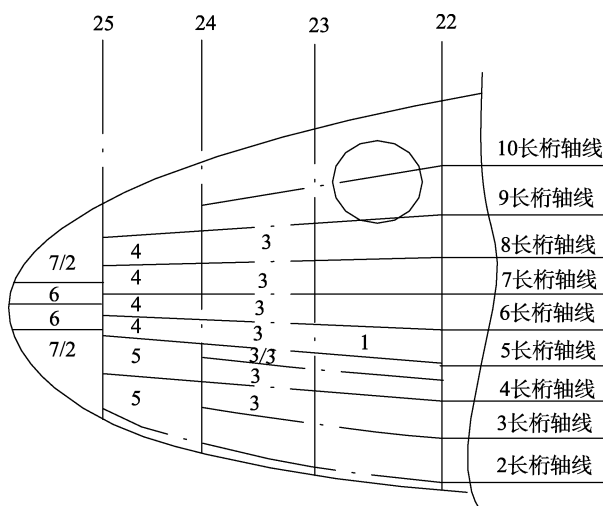
部结构的损耗因子 η 也能达到 10^{-1} 量级或其有关共振的放大因子 Q 达到 10^0 量级 (一般为 5 以下)。对于上述要求, 自由层处理较难达到, 所以大多采用约束层处理, 特别是多层处理。

2.3 对短舱尾罩蒙皮结构采取阻尼层处理

航空应用阻尼材料的特殊要求: 温度范围为 $-55\sim 160\text{ }^{\circ}\text{C}$, 频率范围为 $15\sim 2000\text{ Hz}$, 要求 20 年以上寿命或 XXX 小时大修周期, 附加质量尽可能小, 三防要求等。

经初步分析, 拟选用 FZ-2 航空用复合阻尼层。其主要性能指标: 有效频率范围 $>100\text{ Hz}$, 减振效率 $\geq 70\%$, 适用温度范围为 $-50\sim 70\text{ }^{\circ}\text{C}$, 面密度为 2 kg/m^2 。

FZ-2 航空用复合阻尼层由双层铝板和两种阻尼材料复合而成, 通过自粘胶与蒙皮粘合。左短舱尾罩左侧蒙皮结构阻尼处理如图 1 所示, 左短舱右侧蒙皮结构阻尼处理与左侧蒙皮结构阻尼处理基本对称, 左短舱增加质量约 3 kg 。



注: 粘贴区域内的数字表示阻尼材料的规格号, “7/2”

表示将规格号为 7 的阻尼

材料按图示蒙皮区域大小裁剪为 2 块, 粘贴于

相应区域中, “3/3” 类同

图 1 左短舱尾罩左侧蒙皮结构阻尼处理

Fig.1 Damping treatment diagram of the left side skin structure of the left cabin stern cover

经测试表明, 左短舱蒙皮结构上各测量点振动响应值均有显著降低, 其中 1# 测量点最大振动响应值从 1.67g 、 0.88g 降到 0.45g , 振动水平降低约 $49\%\sim 73\%$; 2# 测量点最大振动响应值从 1.0g 降到 0.71g , 振动水平降低约 29% ; 3# 测量点最大振动响应值从 3.5g 、 2.43g 降到 0.6g , 振动水平降低约 $75\%\sim 83\%$; 4# 测量点最大振动响应值从 2.19g 、 1.45g 降到 1.22g , 振动水平降低约 $17\%\sim 44\%$ 。由于复合阻尼层结构对宽频随机振动的有效抑制作用, 短舱蒙皮结构振动峰值出现数量明显减少。如 4# 测量点大于 0.8g 的峰值

出现个数从 6 个减少到 2 个。以上数据表明, 某型飞机短舱尾罩蒙皮结构通过采取阻尼减振处理, 对易产生蒙皮裂纹的大于 150 Hz 、 0.8g 以上的振动具有有效的抑制作用, 能够有效提高蒙皮结构的使用寿命。

3 结语

经过阻尼层处理后的某型飞机在外厂使用了多年, 短舱尾罩裂纹已极少发生, 这一改进收到了良好的效果, 并得到了用户的好评。因此, 通过对短舱尾罩蒙皮结构采取阻尼层减振处理的方法虽然在一定程度上增加了结构质量, 但基本解决了外厂长期存在的短舱尾罩裂纹问题, 同时也给解决振动引起的类似问题提供了解决思路。

参考文献:

- [1] 刘文光, 陈国平, 贺红林, 等. 结构振动疲劳研究综述[J]. 工程设计学报, 2012, 19(1): 1-8.
LIU Wen-guang, CHEN Guo-ping, HE Hong-lin, et al. Review of Studying on Vibration Fatigue[J]. Chinese Journal Engineering Design, 2012, 19(1): 1-8.
- [2] 周敏亮, 陈忠明, 邓吉宏, 等. 飞机结构振动疲劳寿命频域预估方法研究[J]. 飞机设计, 2017, 37(3): 25-30.
ZHOU Min-liang, CHEN Zhong-ming, DENG Ji-hong, et al. Research on Vibration Fatigue Life Frequency-domain Estimation Method of Aircraft Structure[J]. Aircraft Design, 2017, 37(3): 25-30.
- [3] 翟洪岩. 飞机结构振动疲劳问题研究[J]. 科技信息, 2011(31): 557.
ZHAI Hong-yan. Study on aircraft structure vibration fatigue[J]. Science & Technology Information, 2011(31): 557.
- [4] 张钊, 张万玉, 胡亚琪. 飞机结构振动疲劳分析研究进展[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 60-64.
ZHANG Zhao, ZHANG Wan-yu, HU Ya-qi. Development of Aircraft Structure Vibration Fatigue Life Study[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(2): 60-64.
- [5] 姚起杭, 姚军, 李岳峰, 等. 飞机结构振动主动控制应用技术[J]. 应用力学学报, 2001, 18(z1): 54-58.
YAO Qi-hang, YAO Jun, LI Yue-feng, et al. The Applied Technique for Active Vibration Control of Airplane Structure[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(z1): 54-58.
- [6] 徐鉴. 振动控制研究进展综述[J]. 力学季刊, 2015, 36(4): 547-565.
XU Jian. Advances of Research on Vibration Control[J].

- Chinese Quarterly of Mechanics, 2015, 36(4): 547-565.
- [7] 李海岩, 廉永正, 吕静, 等. 空间飞行器阻尼减振设计与应用[J]. 计算机辅助工程, 2016, 25(6): 58-62.
LI Hai-yan, LIAN Yong-zheng, LYU Jing, et al. Damping Vibration Reduction Design and Application for Spacecraft[J]. Computer Aided Engineering, 2016, 25(6): 58-62.
- [8] 张景绘, 李新民. 主、被动振动控制一体化理论及技术(I)——导论[J]. 强度与环境, 2004, 31(1): 50-63.
ZHANG Jing-hui, LI Xin-min. Active and Passive Vibration Control Integrated Theory and Technology (I)—Introduction[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2004, 31(1): 50-63.
- [9] 杨云昭, 黄光胜, 陈晨. 民用飞机机身蒙皮阻尼减振降噪效果分析[J]. 装备制造技术, 2017(7): 241-242.
YANG Yun-zhao, HUANG Guang-sheng, CHEN Chen. Study on Damping for Noise Control in the Fuselage Skin of the Civil Aircraft[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2017(7): 241-242.