

机载吊舱结构动力学研究

李真*

中国飞行试验研究院, 西安 710089

摘要: 机载吊舱使用环境复杂, 常因受到各种动载荷作用而破坏, 所以对机载吊舱的结构动力学研究非常必要。本文介绍了某机载吊舱的基本结构, 通过结构动力学特性分析和振动冲击试验验证了该吊舱在振动冲击环境下结构强度和机械性能可以满足使用要求, 为以后机载吊舱结构设计提供参考。

关键词: 机载吊舱; 结构动力学; 振动试验; 冲击试验

中图分类号: V215 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 02-60-4

机载吊舱与飞机刚性连接, 在使用中常常受到振动冲击等动载荷作用, 如飞机发动机产生的振动及噪声激励, 飞机遇到阵风以及在进行战术格斗时产生的动载荷, 飞机着陆和滑行及某些地面机动产生的振动、冲击作用等^[1,2], 吊舱结构必须能够承受这些振动冲击带来的影响, 在恶劣的环境下具有生存能力。

为了证明某机载吊舱能够承受挂载后的动载荷, 本文对吊舱结构进行了系统的动力学研究, 通过结构动力学分析以及振动冲击试验证明了该吊舱结构动强度能够满足使用要求。

1 某机载吊舱结构

某机载吊舱总长为4390mm, 等值段直径为460mm, 两端为透波雷达罩。吊舱采用半硬壳式舱体结构, 由纵梁、隔框、加强框和蒙皮构成, 纵梁为通梁, 和隔框、加强框铆接。在蒙皮上留有设备维护口盖。吊舱通过挂梁与飞机连接, 挂梁通过两个接头连接在吊舱加强框上, 如图1所示。

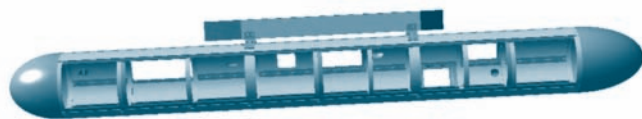


图1 吊舱结构图

Fig. 1 Structure of the pod

2 吊舱结构动力学分析

结构动力学分析, 一般包含3个步骤:

- 1) 建立结构有限元模型。针对要分析的吊舱结构构型, 建立初始的有限元模型。
- 2) 进行吊舱结构的振动特性分析, 反应吊舱结构动力学特性。
- 3) 吊舱结构的动力响应分析, 根据不同的外界激励, 分析计算结构的各类动响应^[3]。

2.1 有限元建模

将吊舱外蒙皮简化为四边形弯曲板元, 吊舱的各框均简化为杆板组合结构, 纵向长桁简化为二力杆元。有限元节点按每框上取16个节点, 吊舱结构纵向元件与横向元件的交点为自然节点。吊舱有限元分析模型如图2所示。

2.2 振动特性计算分析

采用美国MSC/NASTRAN软件计算出吊舱固有振动特性, 结果如表1所示。

通过振动特性计算分析, 由表1可以看出该吊舱结构的

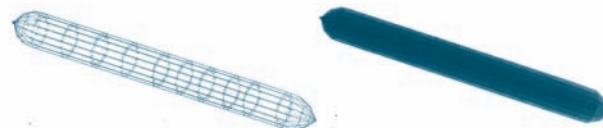


图2 吊舱有限元分析模型

Fig. 2 The finite element analysis model of the pod

收稿日期: 2013-10-25; 录用日期: 2013-12-09

*通讯作者. Tel.: 029-86836462 E-mail: lizhen4241@qq.com

引用格式: Li Zhen. Structural dynamics research of airborne pod[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(02): 60-63.

李真. 机载吊舱结构动力学研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(02): 60-63.

表1 吊舱固有振动特性
Table 1 Inherent vibration characteristics of the pod

序号	频率/Hz	备注
1	47.8	吊舱侧向摆动模式
2	56.1	吊舱前后上下摆动模式
3	60.5	吊舱侧向非对称弯曲振动模式
4	80.4	吊舱上下对称弯曲摆动模式
5	89.8	吊舱侧向对称弯曲摆动模式

固有振动频率较高,远离载机结构的低阶振动频率2.5Hz,不会对载机产生共振影响。

2.3 吊舱各阶模态振型

吊舱有限元模型计算的各阶模态振型见图3。

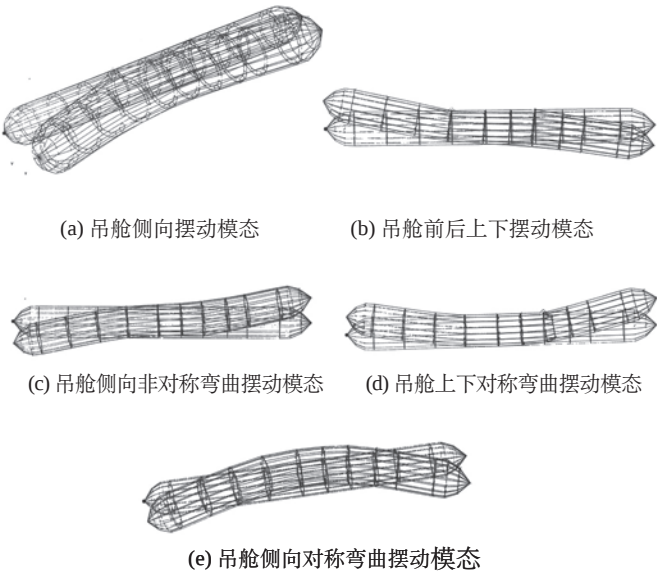


图3 吊舱各阶模态振型

Fig. 3 Vibration mode of the pod

通过各阶模态的振型可以看出,在挂梁约束条件下,吊舱两端和中间振幅最大,吊舱两端和中间结构及紧固件承受交变应力,极易造成疲劳损伤,是振动试验结束后重点检查部位,也是以后吊舱设计、制造的关键结构部位。

3 振动冲击试验

振动冲击试验用以评定吊舱在其预期的使用环境中的生存能力。在结构动力学分析基础上,对吊舱进行振动冲击试验,以证明该吊舱结构具有预期的抗振动冲击能力。试验现场如图4所示。

图中吊舱通过夹具与试验台连接。试验夹具是振动冲击试验中的一个很重要的器材,它的功能是将振动台的机械振动能量与运动方向传递给试件,与振动试验系统各部分形

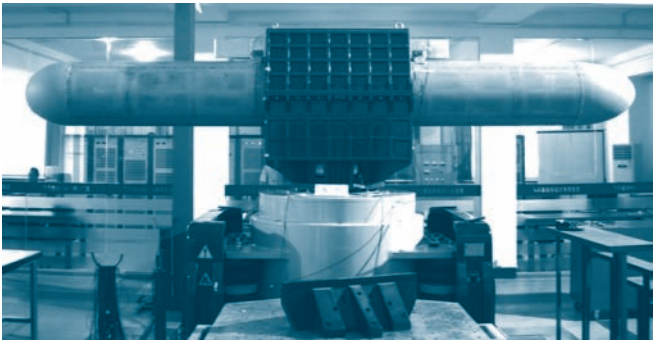


图4 振动冲击试验

Fig. 4 Vibration and shock test

成回路工作。在试验过程中,应保证夹具的重心、试件的重心和激振力的中心在一条直线上^[4]。本次试验夹具结构如图5所示,夹具质量和试件质量之比为4:1,以尽可能减少夹具与试件在试验中的相互影响。该夹具由上下2部分组成,下部分和振动台面连接,上部分连接吊舱挂梁,上下两部分由中间14个M30螺栓连接。

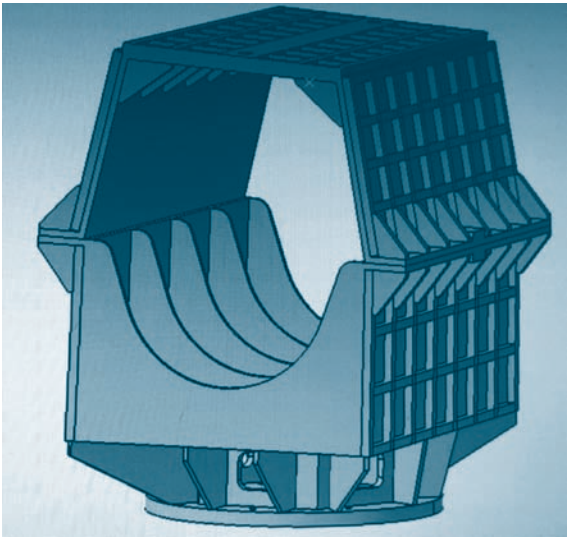


图5 振动试验夹具

Fig. 5 Clamp for vibration test

3.1 振动试验

根据GJB150《军用设备环境试验方法》以及吊舱的使用环境,确定振动试验要求,如表2所示。

振动试验过程如下:

- 1) 将吊舱安装在试验夹具上,将试验夹具固定在试验系统安装台上。
- 2) 固定传感器,传感器方向与振动方向相同。
- 3) 设定试验参数,并对该吊舱进行Y向和Z向各60min的随机振动试验,控制方式为6点平均控制,控制曲线如图6

表2 随机振动试验要求
Table 2 Test requirements of random vibration

频率/Hz	20~25	25~50	50~500
功率谱密度	0.02g ² /Hz	+3dB/oct	0.04 g ² /Hz
总均方根加速度/grms	4.34		
加载方向	Y向(纵向)、Z向(垂向)		
加载时间/(min/轴向)	60		

所示。

4) 每次振动试验结束后,对吊舱、挂梁、接头和连接螺栓进行检查。

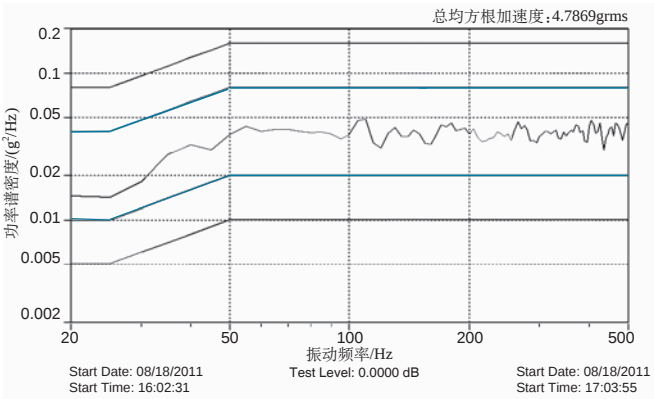


图6 随机振动试验控制曲线
Fig. 6 Control curve of random vibration test

图6中,位于中间的曲线为振动试验实际控制曲线,上下蓝线之间为容差带,当实际控制曲线超出容差带试验会报警,上下黑线为振动试验终止线,若实际控制曲线偏离至该线,则试验终止。由图中可以看出,实际控制曲线位于容差带范围内,试验总均方根加速度为4.7869grms,大于试验要求的4.34grms,试验时间为60min,均满足表2中试验要求。

振动试验结束后,对吊舱及挂梁目视检查并进行内部无损探伤检测,吊舱结构完好,没有出现残余变形、裂纹、划伤和其他机械损伤,工作正常。证明该吊舱在振动环境下其机械性能及结构强度能够满足规定要求。

在振动试验过程中,吊舱内的一个设备连接螺钉由于拉伸过度断裂。在结构上,直径小于6.35mm的合金钢螺钉很容易被拧紧过度后在拉伸载荷下发生破坏^[5],所以应加强吊舱两端设备紧固件。连接结构是结构最常见的破坏源,各种动、静载荷和预紧力都可导致连接结构的破坏,很难对其可靠性和寿命进行准确的评估。机载吊舱的主承力结构尽可能采取整体框、梁,减少连接结构,增强其抗振能力。

3.2 冲击试验

冲击试验的实验要求如表3所示:

冲击试验过程如下:

1) 将吊舱安装在试验夹具上,将试验夹具固定在试验系统安装台上;

2) 根据试验大纲设定试验参数,并对该吊舱进行每个方向各3次的冲击试验,控制方式为1点控制,控制曲线如图7所示;

3) 每个方向冲击结束后,对吊舱、挂梁、接头和连接螺栓进行检查。

表3 冲击试验要求
Table 3 Requirement of impact test

试验方向	波形类型	试验量值 (峰值加速度)/g	持续时间 /ms	试验次数
+Y向	半正弦波	15	11	3
-Y向		15		3
+Z向		15		3
-Z向		15		3

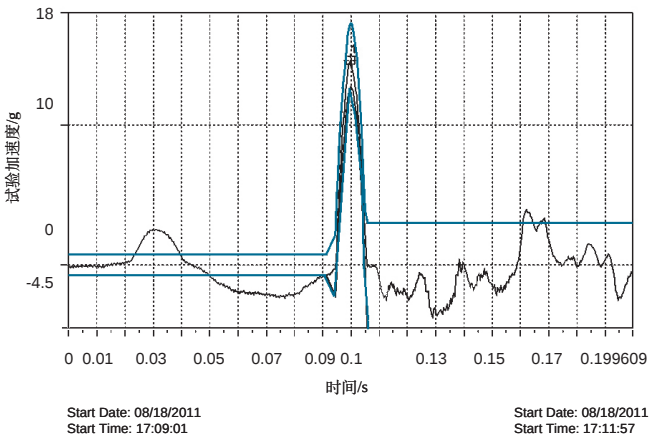


图7 冲击试验控制曲线
Fig. 7 Control curve of impact test

图7中,曲线为冲击试验实际控制曲线,上下蓝线之间为容差带,可以看出,在半正弦波形内,实际控制曲线位于容差带范围内,试验峰值加速度量值超出了15g,满足试验要求。

冲击试验结束后,对吊舱及挂梁目视检查和内部无损探伤检测,吊舱结构完好,没有出现残余变形、裂纹、划伤和其他机械损伤,工作正常。证明该吊舱在冲击环境下其机械性能及结构强度能够满足规定要求。

4 结论

1) 通过振动特性分析得到吊舱在各阶振动模式下的固有振动频率均远离载机结构的低阶振动频率2.5Hz,不会对载机产生共振影响。

2) 吊舱各阶模态振型显示,吊舱两端和中间结构及紧固件承受交变应力,极易造成疲劳损伤,在进行吊舱结构设计时应着重考虑。

3) 振动冲击试验结果表明,吊舱在振动和冲击环境下其机械性能及结构强度均能够满足规定要求。

AST

参考文献

- [1] 酆正能. 飞机结构学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 45.
LI Zhengneng. The Aerostructure [M]. Beijing: Beihang University press,2005 :45.(in Chinese)
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册—第九册载荷\强度\刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 1015.
General editorial board. Aircraft design Manua—Ninth copies Load/Strength/Stiffness[M]. Beijing :Aviation Industry Press, 2001: 1015.(in Chinese)
- [3] 辜良勇, 何景武. 飞机结构的动强度问题研究与分析[J]. 飞机

设计, 2009(2): 29.

GU Liangyong, HE Jingwu. Research of dynamics intensity on planes structure[J]. Aircraft Design, 2009(2):29.(in Chinese)

- [4] 钱今扬. 振动冲击试验夹具的设计要求[D]. 上海: 中国电子科技集团公司第21研究所, 2012.

QIAN Jinshang. The design requirements of shock and vibration test fixture[D]. Shanghai: The Twenty—first Research Institute of China Electronic Technology Group Corporation, 2012.(in Chinese)

- [5] 牛春匀. 实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 328.

NIU Chunyun. The Utility Aircraft Structure Stress Analysis and Size Design[M]. Beijing: Aviation Industry press, 2009: 328.(in Chinese)

作者简介

李真(1984—) 男, 本科, 助理工程师。主要研究方向: 飞机加改装研究。

Tel: 029—86836462

E-mail: lizhen4241@qq.com

Structural Dynamics Research of Airborne Pod

LI Zhen*

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Airborne pod is used in complex environment, often damaged by various dynamic loads, so it is very necessary to study the structural dynamics of airborne pod. This paper introduced the structure of the airborne pod, verified the structure strength and mechanical properties of the pod can satisfy the use requirement through the dynamics analysis and vibration impact experimental, provides reference for the future structure design of airborne pod.

Key Words: airborne pod; structural dynamics; vibration test; impact test

Received: 2013-10-25; Accepted: 2013-12-09

* Corresponding author. Tel.: 029-86836462 E-mail: lizhen4241@qq.com