

直升机武器挂架飞行载荷研究

郑甲宏*, 沈雳, 寇富军

中国飞行试验研究院, 陕西 西安, 710089

摘要: 通过对武器挂架结构受力分析, 确定挂架结构关键受载剖面, 并粘贴应变计。通过地面标定试验和飞行试验, 获得武器挂架应变/载荷动态值和静态值, 分析了挂架载荷随直升机典型飞行状态的变化规律, 为武器挂架的结构改型、寿命评估、编写相关的技术说明书提供依据。

关键词: 直升机; 武器挂架; 飞行试验; 载荷测量

中图分类号: V214.2 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 02-0060-05

直升机武器挂架是将武器载荷连接到直升机机身的重要承力部件,同时也具有火控点火、应急投弹等功能。它的受力状况和结构变形关系到直升机的飞行安全,在直升机挂弹进行机动飞行时,如果武器挂架损坏,其造成的危害将是致命性的。目前,国内外对武器挂架飞行载荷状况、损伤累积等的研究较少,相应试验数据极度缺乏。另一方面,在实验室无法完全模拟直升机飞行状态下武器挂架的真实受力情况,且很难准确获得挂弹次数及挂架的寿命也。因而,直升机武器挂架飞行载荷研究十分必要^[1]。

本文首先通过理论分析,计算得到了武器挂架载荷的关键受力部位,然后准确测量出了悬挂导弹的直升机在飞行任务中作用在挂架关键受力部位的载荷时间历程,通过对实测数据的统计分析,得出了不同状态下武器挂架的载荷动静态值,这对于武器挂架的设计定型、结构设计优化、寿命评估、编写相关技术说明书等具有重要的意义。

1 武器挂架受力分析

试验的直升机武器挂架为短翼式挂架,布置在机身中部两侧。武器挂架由上撑杆和挂梁盒段组成,挂梁与机身通过螺栓连接,机身框上各有两个连接点。作用在武器挂架上的气动力及悬挂物过载所产生的载荷通过接头和撑杆传至机身,并由框和蒙皮进行传递和扩散。

对武器挂架受力分析时,将其简化为悬臂梁处理。直升

机在挂弹飞行时,武器挂梁受到的载荷主要有航向载荷、法向载荷、侧向载荷以及3个方向的弯矩,挂梁撑杆受拉压载荷^[2]。经理论分析计算,得到了挂梁、上下接口的应力云图,如图1、图2所示。

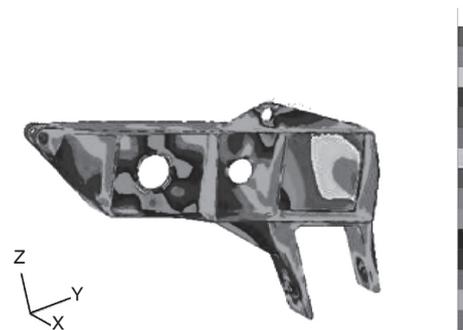


图1 武器挂梁某一截面应力云图

Fig.1 Stress nephogram of a certain section of weapon pylon



图2 武器挂梁上接头应力云图

Fig.2 Stress nephogram of upper connector of weapon pylon

收稿日期: 2015-10-14; 退修日期: 2015-11-14; 录用日期: 2015-11-20

*通讯作者. Tel.: 029-86839444 E-mail: 040715316@163.com

引用格式: ZHENG Jiahon, SHEN Li, KOU Fujun. Flight test investigation of the pylon loading for helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(02): 60-64. 郑甲宏, 沈雳, 寇富军. 直升机武器挂架飞行载荷研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(02): 60-64.

2 试飞与测试方法

2.1 应变电桥的配置及测点位置的布置

将应变片粘贴在应变较大而无应力集中的区域,所以应变片应避免障碍物、应变力集中及应力梯度过大的截面,以保证数据的线性与可靠性。采用全桥的测量方法,不仅能消除由于电阻应变片粘贴部位不同引起的温度效应对电桥输出精度的影响,还能增大输出信号电压幅值,提高输出信号的灵敏度,降低无关信号的干扰^[3]。通过应力云图,并且考虑直升机及挂架结构条件,确定了应变测点位置及测量内容,如表1所示。

表1 武器挂架应变测点布置及测量内容
Table 1 Measuring points distribution and measurement content of pylon strain

序号	测点位置及内容	布片点数及组桥方式	备注
1	挂架撑杆测量轴力	测4个撑杆,每个杆一个测点,全桥	图3
2	挂架测量应力	测左、右挂架,每个挂架3个测点	图4



图3 武器挂架撑杆载荷测点配置图

Fig.3 Loading measuring points distribution of strut

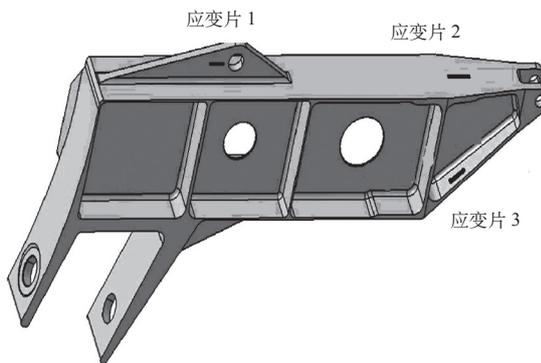


图4 武器挂架应变测点配置图

Fig.4 Loading measuring points distribution of pylon

2.2 武器挂架撑杆的静载标定

为了获得武器挂架撑杆实际的物理量,即轴力值,进行载荷地面静标定试验,给出载荷与电压的对应关系——标定方程,再进行实测载荷数据的换算。

试验所用的试件——武器挂架撑杆,是直升机飞行测试所用的真实件。将应变片与测试设备一起进行联合标定,减少了系统误差,桨叶应变片与测试设备一起进行联合标定,减少了系统误差。标定时首先将撑杆安装在疲劳试验机上,试件的固定采用真实装机状态的试验夹具。每次加载前

都要进行预加载。正式开始后,载荷分5级加载,到达撑杆使用载荷限制值的70%后再逐级卸载到0。每级加载后停顿10s后进行数据采集,每次循环加载3次。图5是武器挂架撑杆轴向力校准曲线。

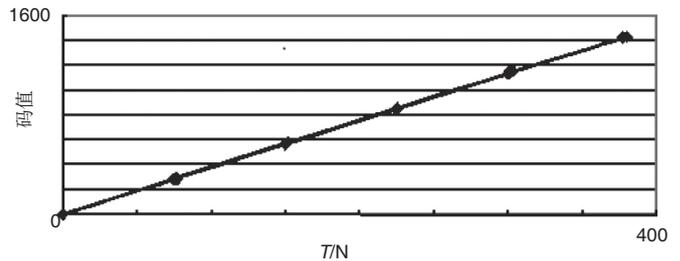


图5 武器挂架撑杆轴向力校准曲线

Fig.5 Calibration curve of the strut axial force

2.3 测试设备

在飞行过程中或者发射导弹时,挂架各臂上贴装的应变片,将所感受到的挂臂应变值通过连接电缆传送给机载信息采集系统KAM500,该系统分别对各个挂臂上贴装的应变片输出模拟信号进行调理变为数字量,采集到存储卡中。机上同时采集机载总线数据和加装的速度高度、温度、压力传感器等飞行参数,输出PCM流到采集器记录存储单,实现实时测量实时传输。

2.4 试飞方法

飞行试验时,直升机武器挂架悬挂不同类型的导弹,以不同的重心(前重心、正常重心、后重心)悬停起飞,爬升至不同的高度,在不同的高度以不同的飞行速度进行稳定平飞、稳定盘旋、俯冲拉起、爬升、下滑等飞行。飞行试验中测取飞行高度、速度、温度、滚转角、俯仰角、航向角及直升机3向过载等参数。

3 试验测量结果与分析

测量的应变/载荷信号中包括动态值和静态值信息,而从测量的信号中分离出动、静态值是武器挂架疲劳谱编制及寿命评定依据的关键所在。根据武器挂架应变/载荷产生的机理以及所测量的载荷信号特性,采用时域平均分析给出载荷静态测量值,通过非循环计数法进行载荷循环统计,并得出载荷动态(半幅值)测量值^[4],最后由频谱分析进行信号验证。图6所示为数据处理流程。

3.1 典型状态时间历程

图7为直升机处于正常重心位置、爬升状态时,武器挂架应变/载荷时域图(数据已归一化)。从波形图中可以清楚地看出,波形连续、没有杂波干扰和跳点,表明应变/载荷传

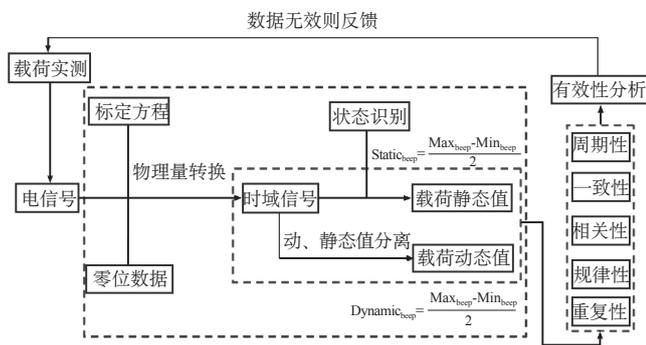


图6 应力/载荷数据处理流程图

Fig.6 Flow chart of the stress and loading data processing

输信号正常。从直升机整个起落的时域波形图可以看到,应变/载荷的半幅值变化有一定的波动,这是因为直升机在爬升过程中不稳定。

3.2 频谱分析

武器挂架不但受到导弹的重力载荷、气动力载荷,而且受到旋翼桨叶传下来的集合型振动载荷,所以分析载荷的频率成分和幅值大小,评定载荷动态值对结构的影响有非

常重要的意义。图8为平飞状态下直升机武器挂架撑杆轴向力的幅值频谱分析曲线,由图可见,载荷的4阶频率成分加大,其余频率成分较小。

3.3 左右挂架同一测量位置试飞分析

图9是直升机武器挂架在地效内稳定悬停状态下左边武器挂架测点3位置处和右武器挂架测点6位置处应力时间历程。试验结果表明,两条曲线波形一致,相位一致,幅值大小基本相等,这是由于两个测点位置相对机身纵轴对称,符合理论分析,这也说明了应变片粘贴工艺水平较高。

3.4 武器挂架应变/载荷随飞行状态变化的规律

(1) 试验测量结果表明,携带导弹的武器挂架由于受到导弹重力和气动载荷的作用,武器挂架挂梁产生很大的动应力和振动应力,它们的大小与发动机的功率状态有关。挂梁作为一个悬臂梁,在重力和气动静载荷的共同作用下,挂梁上表面承受拉应力,而下表面承受压应力。武器挂梁载荷随发动机总扭矩变化的规律如图10所示。

(2) 武器挂梁撑杆轴向力动态值随飞行平飞速度变化

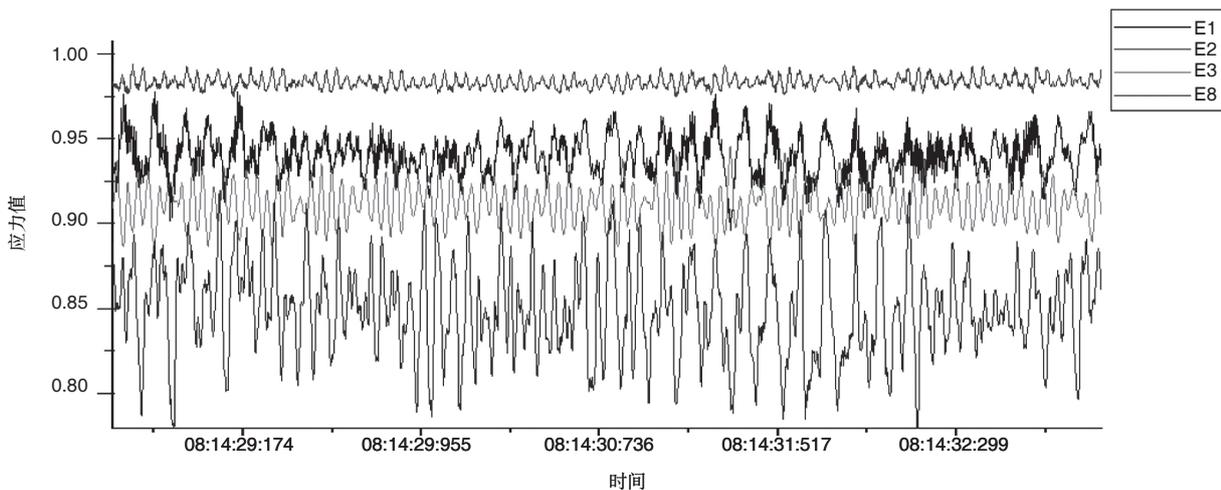


图7 武器挂架应变/载荷时域图

Fig.7 Time domain diagram of pylon strain and loading

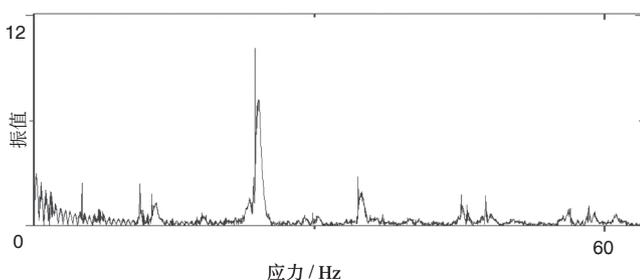


图8 平飞状态武器挂架撑杆轴向力频谱图

Fig.8 Frequency spectrum of strut axial force in the flying state

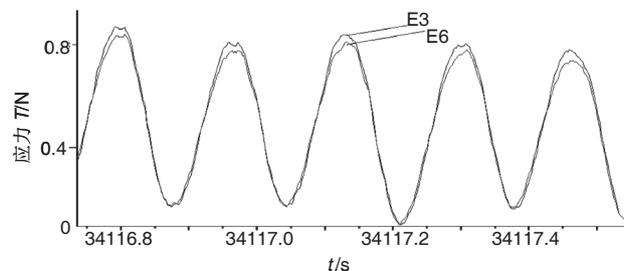


图9 左右挂架测试点3、6时域对比曲线

Fig.9 Time domain contrast curve of the left and right pylon at measure point 3 and 6

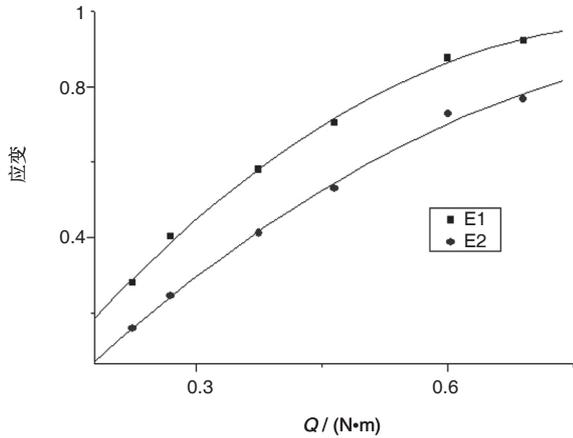


图10 武器挂梁应变随发动机总扭矩变化规律

Fig.10 Change law of pylon stress as well as engine torque

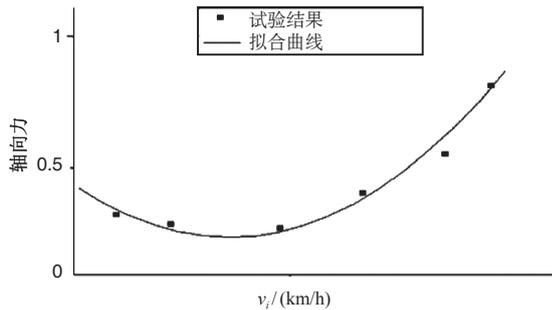


图11 撑杆轴向力动态值随飞行平飞速度变化曲线

Fig.11 Change law of strut axial dynamic force with flight speed

曲线如图11所示,试验结果表明,撑杆轴向力动态值随着直升机平飞速度的增大先减少后增加,在经济速度周围达到最小值。这是因为直升机处于过渡状态时,即从悬停开始增速阶段,旋翼产生的下洗流由大体垂直向下变为向后移动,从而产生激振力使直升机强烈抖动,使得武器挂梁撑杆轴向力动态值急剧增加。当直升机越过这个速度范围,旋翼就会脱离自身产生的涡流,进入相对未扰动的气流,故撑杆轴向力动态值随之减小。随着平飞速度的增加,由于废阻功率的增大,总的需用功率增加,故撑杆轴向力载荷动态值呈上升趋势。

(3) 图12所示为直升机在气压高度2000m平飞状态下,以一定的速度向下对称俯冲拉起,分别达到过载值1.4g, 1.6g, 1.8g, 然后滚转改出的挂架撑杆时间历程。试验结果表明,随着过载值的增大,撑杆轴向力变化明显增大。这一变化与直升机的需用功率紧密相关。

(4) 表2列出了不同状态下挂架撑杆载荷动态值(归一化)。通过采用不同的重量重心、不同的构型及飞行状态,可以获得武器挂架在飞行中的载荷情况,并从中获得最大的

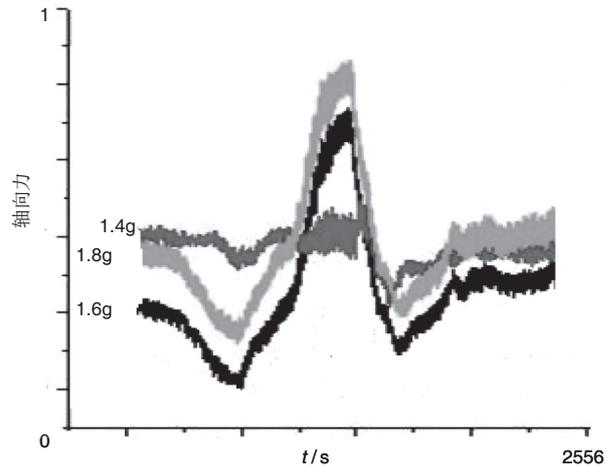


图12 武器挂架撑杆轴向力俯冲拉起状态载荷时间历程

Fig.12 Time domain diagram of strut axial force in dive and pull up state

表2 不同状态下挂架撑杆载荷动态值(归一化)

Table 2 Dynamic loading of strut in different states

序号	飞行状态	动态值
1	悬停	0.61
2	悬停回转	0.67
3	斜爬升	0.70
4	盘旋	0.73
5	侧滑	0.68
6	平飞	0.95
7	俯冲	1

受载范围,可以为武器挂架的结构改型及强度设计提供重要的依据。

4 结论

对飞行试验获得的试验结果分析可以得到以下结论:

(1) 直升机武器挂架载荷测量方案可行,可以为武器挂架的结构改型及强度设计提供重要的依据,并且可推广到其他静部件的载荷测量。

(2) 撑杆轴向力动态值随着直升机平飞速度的增大先减少后增加,在经济速度周围达到最小值。

(3) 随着过载值的增大,撑杆轴向力变化明显增大,这一变化与直升机的需用功率紧密相关。

AST

参考文献

[1] 周福强,张书明,阎楚良. 导弹挂架载荷标定试验与模型求解

- [J]. 机械强度, 2009, 31(2): 221-224.
ZHOU Fuqiang, ZHANG Shuming, YAN Chuliang. Study on calibrating load test and model for missile pylon[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(2): 221-224. (in Chinese)
- [2] 孙之朝, 萧秋庭. 直升机强度[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990.
SUN Zhicao, XIAO Qiuting. The strength of helicopter[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)
- [3] 寇富军. 直升机涵道尾桨载荷试飞技术[J]. 飞行试验, 2008.
KOU Fujun. Flight test technology of helicopter ducted tail rotor load[J]. Flight Test, 2008. (in Chinese)
- [4] Gates F, Smailys A. Prediction of 12P aerodynamic loads on tractor aircraft engine installations[Z]. Canada: Pratt & Whitney Canada, AIAA 8922924, 1988.

作者简介

郑甲宏(1985—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机试飞技术。

Tel: 029-86839444

E-mail: 040715316@163.com

沈雳(1984—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机试飞技术。

Tel: 029-86839714

E-mail: piliyihao@126.com

寇富军(1973—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机试飞技术。

Tel: 029-86839714

E-mail: www.hujun_2005@163.com

Flight Test Investigation of the Pylon Loading for Helicopter

ZHENG Jiahong*, SHEN Li, KOU Fujun

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The method of pylon loading was presented through the analysis based on the strain gauge installation and the flight test. The static strain range, the dynamic strain range and the characteristic of structure dynamics of the bracket loading were obtained. Then the load time history, its variety tendency as well as the relation related to the helicopter status for the static loading and the dynamic loading of bracket were analyzed. The results provide an important proof for the bracket loading spectrum, strength design, the evaluation of fatigue life and related instruction.

Key Words: helicopter; bracket; flight test; load measurement

Received: 2015-10-14; Revised: 2015-11-14; Accepted: 2015-11-20

*Corresponding author. Tel.: 029-86839444 E-mail: 040715316@163.com