

飞机结构强度的试飞测试

查成志 李天志 廖锦川 曹放华 胡东升

摘要 以某歼击飞机结构强度测试为例,简述了飞机结构强度的测试方法,对目前所采用的有关应变的测试进行了比较,说明了各种测量方法在工程实践中的应用,特别是针对目前应变测量中所预见的各种问题进行了分析,并提出了自己的意见和建议。

关键词 结构强度 试飞测试 强度测试

1 引言

飞机结构强度试飞测试是在飞机真实飞行过程中,对由于飞机各部分因气动力、结构力、弹性力及温度场变化等共同作用下而产生的结构强度应力的测试。结构强度的测试主要就是对飞机的应变的测量,而这种测量属于非电量的电测技术的一种。应变的测量从力学的角度来说并不困难,但是对于在空中飞行的飞机进行测量将会面临许多新的问题和困难,国内的试飞测试结构强度测试还处于一个刚刚起步的阶段,测试中难点多,具有高难度、高风险的特点。

2 测试原理

2.1 结构强度测试基本理论

应力就是物体单位面积上的内力,应力是有方向的,是一个多方向的合成力。应变就是在应力的作用下,在物体内部产生的形变。而我们主要测量结构强度这一形变量,从而计算出该点所受的应力的。结构强度中应变力的测量中力的种类是多种多样的,有拉力、弯力、剪力、扭力等等。

飞机结构强度测试要对作用在飞机所有主要部件(机翼、机身、尾翼、起落架)、舵面(副翼、升降舵、方向舵)、偏转面(襟翼、前缘襟翼、减速板)等地方的载荷进行测量,测量的结果既能估计力和力矩,又能估算单个最重要和受力最大结构因受力产生的内力。

应变的测量是将应变片粘贴在所需测量的形变

构件表面,如飞机机翼后梁下耳片侧面、机翼副翼拉杆、平尾蒙皮等。当构件发生形变时,应变片将会随着构件的形变而改变它本身的电阻值。而电阻的相对变化 $\Delta R/R$ 与所测的应变 $e = \Delta L/L$ 成正比,其中: ΔL 为应变片受力后的长度改变量。在实际测量的过程中用微应变(μe)的概念来表示应变量的大小。为了更好的反映应变的情况,人们希望应变片形变 $\Delta L/L$ 时电阻的变化 $\Delta R/R$ 越大越好,所以又引入了应变的灵敏系数 K 的概念:

$$K = \frac{\Delta R/R}{\Delta L/L}$$

K 反应了应变测量对材料的要求,在实际应用中一般选用 $K = 2$ 左右的应变片,微应变 μe 的表达如下:

$$\mu e = \frac{\Delta R}{RK} \times 10^{-6}$$

在工程实践中对应变的测量都是采用惠斯顿电桥原理来实现非电量测量。通常有以下几种方式:全桥测量、半桥测量和单片测量。

2.2 全桥测量

所谓全桥测量就是将应变计和固定电阻组成一个惠斯顿电桥,对其中的主动应变计进行测量。在这种测量方法中主动应变计的数量可以根据所选的全桥测量电路的不同而进行选择。根据主动应变计的数量又可以分为单臂工作电桥、差动工作电桥(双臂工作电桥)和四臂工作电桥方式。全桥测量电路如图1所示。

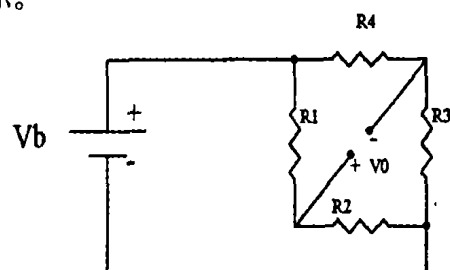


图1 惠斯顿全桥电路

2.3 半桥测量

半桥测量就是用应变计和固定电阻组成一个惠斯顿电桥的半桥进行测量,它们都可以解决测量过程中由于温度而使电阻产生变化,从而影响测量结果,即温度补偿问题。全桥和半桥测量的原理基本相同,通用半桥电路如图 2 所示:

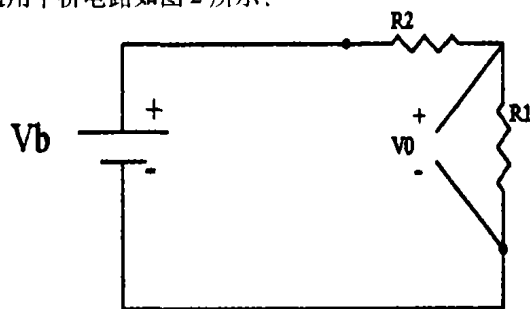


图 2 半桥测量

2.4 单片测量

单片测量就是只在被测点的应变计的两端加上激励电压,相当于直接将可变电阻的电阻值转变为电压值进行测量,这种测量方法由于受温度的影响会造成测量结果很不准确,因此我们在测量的实际运用中一般不选择这种方式。

3 飞机结构强度测试技术在某型飞机中的应用

3.1 测试方案的选择

在某型飞机的结构强度测试工作中,我们对几种测试方案进行了比较:

3.1.1 全桥测量

这种测量方式的测量精度是最好的。由于在飞机上可用于粘贴应变片的位置较小,而且有的地方可达性较差,只能采用单臂工作电桥模式,即在要测试的点,贴一片主应变片,其余三个组桥电阻放入一个电桥盒中,将电桥盒放在飞机上可安装的地方。这种测量方式的电压有如下关系:

$$U_0 = -\frac{1}{4} \left(\frac{\Delta R}{R + 1/2 \Delta R} \right) U_b$$

$$\text{当 } \Delta R < R \text{ 时,我们取 } U_0 = \frac{1}{4} K_{ue} U_b E - 6$$

这种测量方式存在几个问题,一是在无应变发生的情况下, R1 - R4 这几个电阻值如果不同就会造成电桥输出电压 V_0 不为 0,从而引发一个电桥配平的问题,因此在每次飞行前要对各路应变进行调零,这

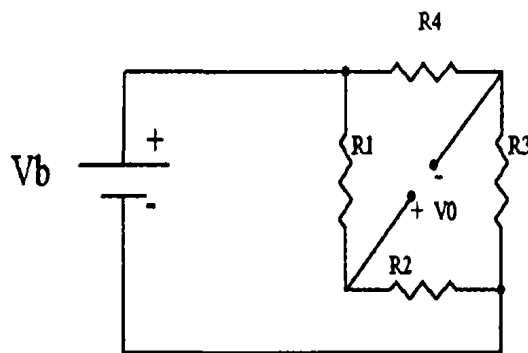


图 3

样的零位调节十分不方便,也影响到飞行的连贯性;二是温度对应变片电阻值的影响将会对测试结果带来很大的误差。如果在进行全机结构强度测试时采用电桥盒的办法,那么在高温区特别是发动机舱附近的应变片产生的应变就会有很大温度因素影响,测量出来的结果将不能真实地反应飞机本身结构的形变。

3.1.2 半桥测量

半桥测量的精度不如全桥测量。但是半桥测量可以消除温度变化对测量结果的影响。但其零位调节如果采用手动的方式进行也十分麻烦。

通过对比和实际试验,我们选用了半桥测量的方法,但为了消除温度对测量结果的影响,我们在测量方法上做了一些变化,具体测量方法如下:

(1) 采用半桥测量的原理,用两个相同型号的应变片组桥,即在图 2 中的 R1 和 R2 采用同型号的电阻值相同、K 值相同的应变片。

(2) R1 作为主应变片贴在要求测量位置。R2 作为 R1 的组桥片,就需要在飞机上找一个与主应变片同温度场而又不受力的点,将 R2 粘贴在这个地方,测量出来的应变值就只是主应变片的形变量。但是飞机在飞行过程中由于空气产生的振动以及各种因素都会造成飞机各个部位都有一定的受力,而这个受力又是不可避免。因此在实践过程中,我们采用了加装补偿块的方式,即在同一温度场中,加装一个与主应变片粘贴点同材料的 90° 的弯角片,将其一端固定在飞机框架梁上,另一端悬空,悬空部分长度刚好能粘贴应变片及能将导线固定,以避免由于悬空过长抖动而产生测量信号的不准确,而补偿片就粘贴在悬空的面上,这样就可以保证补偿片的受力情况基本为 0,从而实现了只测量主应变片形变的目的。

3.2 测试系统组成

某型机应变测试系统主要由 8 路桥路采集卡

KAM/ADC/009/S2、KAM500 采集器、功放、遥测发射机、记录器等组成,工作原理如图 4。根据具体情况

可以不选用调零器,而零位值的调节在数据处理的过程中进行。

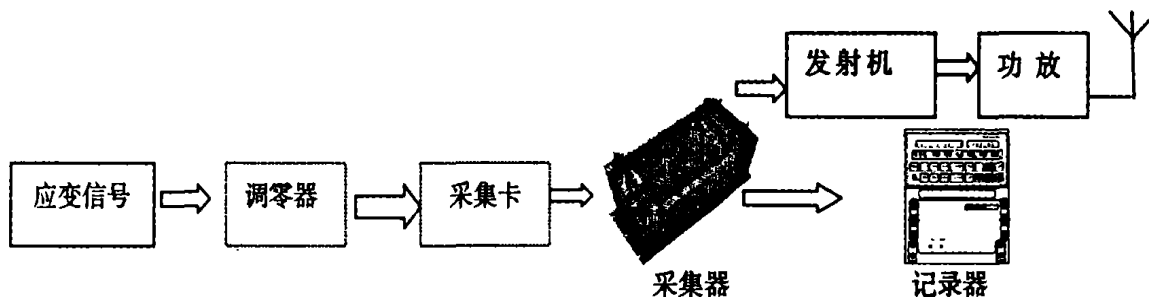


图 4

3.3 应变片的试验室校准

应变测试系统在进行试飞前在有条件的情况下应当进行试验室和机上校准,试验室校准的目的是为了对采集系统通道的误差进行校准,然后可以根据校准线进行事后数据处理。试验的方法就是模拟飞机上的状态进行应变测试系统的连接,模拟工作片工作时,只能用并联一个电阻 R_x 的办法,使工作片的电阻产生变化,用不同的 R_x 并入工作片上以得到不同的 $\Delta R/R$ 值,也就可以计算出不同的 ue 的值。

如果要得到精确的应变校准公式还应当进行全机的机上应变校准,但是我们发现要在机上通过应变仪加载不同的 ue 在工程实践上是很难完成的。因此在实际应变测试的过程中没有进行机上校准,

如果在测试过程中没有条件进行零位调节和机上校准,那么零位的调节只有在每一次飞行前,记录一个或通过记录器的数据记录获得当前飞机应变零位值,然后将这个零位值代入理论计算公式获得测量的结果。

3.4 实际采集中消除导线影响的方法

在飞机结构强度测试的过程中有许多影响因素:温度干扰、信号干扰、导线电阻干扰等等,而导线干扰对结构强度的测试影响很大。我们所测量的应变所对应的电阻变化也就是几欧姆的变化范围,而导线的电阻一般也有 1 欧姆左右,所以必须在测试中将导线电阻的灵敏系数求出,加入到计算公式中,得到较为精确的应变测量结果。

3.4.1 单片接法的工程灵敏度修正系数

$$F_{ei} = \frac{R_G}{R_G + R_L} \times S_{fi}$$

式中: S_{fi} —各通道对应相应量自校的工程灵敏度系数 ($\mu\epsilon/mV$)。

F_{ei} —消除导线的影响,修正后各通道对应相应量程的工程灵敏度系数 ($\mu\epsilon/mV$)。

R_L —一组导线电阻,通过实测输入该参数。

R_G —应变片的标称电阻值。

3.4.2 半桥接法(一个工作片、另一个为补偿片)的工程灵敏度修正系数

$$F_{ei} = \frac{R_G}{R_G + R_L/2} \times S_{fi}$$

3.4.3 全桥接法的工程灵敏度修正系数

全桥时与单片接法的修正系数相同:

$$F_{ei} = \frac{R_G}{R_G + R_L}$$

根据选择电阻应变计的灵敏度系数,获得实际采集的应变值:

$$\epsilon_{ci} = \frac{K_i}{K_p} \times \epsilon_{mi} = \frac{K_i}{K_p} \times F_{ei} \times U_{oi}$$

式中: ϵ_{ci} —实际采集的应变值 ($\mu\epsilon$)

ϵ_{mi} —测量的原始应变值 ($\mu\epsilon$)

K_p —电阻应变计灵敏度系数(无量纲)。

根据选择电阻应变计的灵敏度系数,通过界面输入该参数。

U_{oi} —采集各通道的输出电压值(已减零位处理的值) (mV)。

4 结束语

通过结构强度的测试试验,我们认为在应变测量实践中应当注意以下方面:

(1) 测试方案要根据所测试飞机具体情况来制定;

(下转第 21 页)

2.3 ECAM 模块

计算机辅助飞机电气制造系统 ECAM 是飞机电气系统的三大模块之一。ECAM 模块具有建立电缆数据库、生成电缆制造所用各种工艺文件、绘制划线样板图、计算机图形提示布线、计算机辅助端接装配、导通表自动生成等。系统框图如图 2 所示。

ECAM 模块包括六个子模块:

a. EDB 电缆制造集成数据库管理系统:该模块对电气系统的所有专用信息建立数据库管理系统,根据不同的数据来源、需求,分别采用数据转换接口、人机对话界面、图形界面等方式,按照图号和批架次唯一确定的电缆为单位建立一套电缆专用数据基本表,供其它模块使用。

b. 计算机辅助工艺文件自动生成 (ECAPP):根据 ECAD 文件或图纸资料、通用数据库文件、EDB 数据库文件自动或半自动生成线束制造所用各种工艺文件,模块可实现表格生成、查询、打印、查询更改等功能。

c. 计算机辅助布线模块 (ECAW):该模块包含自动选择最佳划线方案(下料线数最少)、生成 ECAW 文件、计算机辅助绘制样板图、计算机图形提示布线等。其具体功能如下:

d. 计算机辅助端接装配模块 (ECACM):以电缆为单位,按端子在电缆图中的位置逐个提示其端接过程及有关参数,每一端子显示接插件图形,

e. ECAD/ECAT 导通表自动生成模块 (ECAD/ECAT):该模块根据 ECAD 文件自动生成 CAT 转接台接线表、全机导通文件和进口导通测试仪导通文件。

f. 电缆制造质量档案计算机管理模块 (EQRM):该模块将故障原始记录存档,按故障的发生阶段、性质、等级、时间和操作工人或检验员分类进行统计、制表。

3 系统的特点

EIIS 系统的开发始终围绕着集成这个思想来设计系统的。该系统的最大特点就是集成,可以归纳为五个方面的集成:

(1) 各种信息的集成:电气信息的集成、几何信息的集成、物料信息的集成

(2) 技术集成:CAD 技术的集成、CAM 技术的集成、CAT 技术的集成

(3) 各个机型、批架次的集成

(4) 不同版本的 ECAD 的集成

(5) AutoCAD 与自主开发的 ECAD 的集成

4 结束语

目前,飞机线束制造及工艺准备仍然是一个非常细致而繁琐的工作,而本系统的开发和实施是在充分了解飞机线束生产流程及工艺文件自动化生成需求的基础上,经过大量细致的分析和总结,形成一套完整的系统模型,再用程序代码加以实现的过程。该系统的开发和实施在缩短我国飞机线束制造水平与国际领先飞机制造公司的差距方面将起到积极的作用。

(上接第 3 页)

(2) 测试工程中要消除各种因素对测试结果的干扰,如热强度、导线电阻、桥路平衡等;

(3) 在今后的测试中要利用智能调零装置全面取代人工手动调零,这个功能也可以在采集板卡中实现;

(4) 参数校线要根据实际情况来进行标定,处理时还要加入各种灵敏系数,这样测出的数据才能真实反应各点的应力情况。

参考文献

- [1] J. 阿弗里尔(法)主编. 陈棣华,余天庆等译. 实验应力分析手册. 北京:机械工业出版社
- [2] ACRA CONTROL 公司主编. KAM - 500 APPLICATION BOOK