

激光跟踪仪在飞机装配工装制造中的应用

Application of Laser Tracker in Assembly Jig Manufacturing for Airplane

沈阳航空工业学院 王 巍
沈阳飞机工业(集团)有限公司 黄 宇 庄建平

[摘要] 介绍了目前飞机装配工装制造中具有代表性的计算机辅助测量系统设备——激光跟踪仪的工作原理及功能,并结合实例介绍了激光跟踪仪的应用。

关键词: 激光跟踪仪 装配工装 计算机辅助测量系统

[ABSTRACT] The working principle and functions of the representative computer aided measurement system (CAMS)—laser tracker in the airplane assembly jig manufacturing are introduced. The application of the laser tracker is shown with some examples.

Keywords: Laser tracker Assembly jig CAMS

随着装备制造业的迅速发展,飞机装配工装制造技术也发生了很大变革,由原来的模拟量传递协调工装制造发展到数字量传递协调工装制造,激光跟踪仪的使用就充分说明了这一点。

在传统的模拟量协调工装制造中,需要制作大量样板、样件作为制造依据。工装的制造周期长,成本高,检查不方便。而采用目前的数字量传递方式协调制造工装,充分利用了计算机技术,即计算机辅助设计、制造、检验(CAD/CAM/CAI)技术,建立全机数学模型,由计算机工作站提供数据信息,可利用数控技术直接进行数据集传递,对飞机零件及工艺装备进行数控加工、装配和检验,使飞机制造技术跨上一个新台阶。在CAD/CAM/CAI技术中,全机数学模型取代了样板、样件,成为贯穿始终的制造依据。例如,在飞机零件制造中,可以从CATIA工作站直接提取数据集用于数控机床编程。这种方法节省了制造、维护样板以及样件所耗费的时间、人力、物力、财力。其显著的优点更在于减少了传统模拟量工作法中的误差积累,提高了协调的准确度。在以后的改型过程中将大大缩短设计与生产周期,只要将工程数据集做相应改动即可。在工装定检中,只需计算机辅助测量系统(CAMS)检测工装上的控制点,可以免去来回搬运、定位沉重的样件。激光跟踪仪是计算机辅助测量系统的一个重要组成部分。

1 计算机辅助测量系统的作用和类型

1.1 计算机辅助测量系统的作用

没有了样板、样件,通过什么手段将全机数学模型转变为实际配合关系呢?计算机辅助测量系统可以测得实物的形状、位置等抽象数据集,并可以与虚拟数学模型(制造依据)进行拟合、分析、对比,从而判断具体产品与虚拟数学模型偏离的数量,得出产品是否合格的结论。某型号飞机就应用了先进的计算机辅助测量技术,很好地将“虚拟”与“现实”联系起来,使计算机辅助技术在飞机制造领域形成一个完整的体系。

1.2 计算机辅助测量系统的类型

计算机辅助测量系统是由光电一体化产品组成的实时测量系统,它很好地将以往的模拟测量结果(一般要靠人读出)即时地转化为数字结果(输出到电脑屏幕或其他数字化设备上)。现阶段主要分为以下几大类:

- (1)坐标测量机(Computer Measuring Machines, CMM)。
- (2)计算机辅助经纬仪(Computer Aided Theodolites, CAT)。
- (3)照相测量术(Photogrammetry)。
- (4)激光跟踪仪(Laser Tracker)。
- (5)便携式测量机(Portable Computer Measuring Machines, PCMM)。

2 激光跟踪仪系统组成

2.1 硬件

以LTD500为例,激光跟踪仪系统由几个为了便于携带的独立单元构成,见图1。一套系统包括以下部分:

- (1)跟踪部(Sensor Unit)。跟踪部是整个系统的

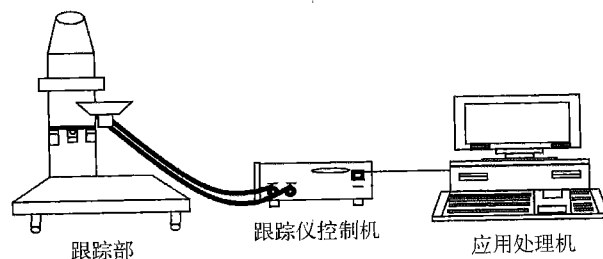


图1 激光跟踪仪系统
Fig.1 Laser tracker system

主体,内部集成角编码器、伺服马达和激光干涉仪等元件。

(2)跟踪仪控制机(Laser Tracker Controller)。跟踪仪控制机内部集成角编码器脉冲的计数装置和干涉仪脉冲计数装置,驱动马达的装置也在其中。另外,其内部还装载有一台 486 型计算机,负责计算即时信息,以保证激光始终指向反射器靶标。跟踪仪处理机还负责经由局域网以每秒钟 500 个测量值的速率向应用处理机传输测量值。

(3)应用处理机(Application Processor)。应用处理机用来存储数据、执行转换和其他功能。

(4)靶标。靶标是被激光跟踪仪跟踪的光学目标,它能使入射的激光束平行原路返回跟踪仪。靶标有 3 种不同型号,见表 1。

表 1 3 种不同型号靶标比较

靶标类型及尺寸	构成	光线最大入射角/(°)	用途	优缺点
猫眼, $\phi 75 \text{ mm}$	两个玻璃半球镶嵌在一个钢制球体中	± 60	测量型面	较重,体积大,价格最昂贵
立方角, $\phi 38.1 \text{ mm}$	3 片镜子拼成锥角为 90° 的角锥,镶嵌在钢制球体中	± 20	测量点、型面等,指定用于校准激光跟踪仪	易碎,价格较贵
玻璃棱镜, $\phi 12.7 \text{ mm}$	玻璃制角锥(顶角 90°),镶嵌在钢制球体中	± 15	测量固定点,调整定位器	重量轻,不易拿持

3 激光跟踪仪系统测量原理

激光跟踪仪系统跟踪靶标的原理参见图 2。

两个角编码器自动测量靶标相对于跟踪仪的水平方位角和垂直方位角;靶标与激光跟踪仪之间的距离由激光干涉仪测量。这些信息经传感器电缆传给激光跟踪仪控制机,跟踪仪控制机整理计算后,一部分信息经马达电缆反馈回激光跟踪仪,控制伺服马达,使激光束始终锁定移动中的靶标;另一部分信息经局域网传输给应用处理机,储存在数据库中。

跟踪仪得到的测量数据定义了一个完整的球体坐标系。原点是跟踪部反射镜中心,根据三角函数公式可以将球坐标系下的坐标值转换成笛卡尔坐标系下的坐标值。坐标系原点仍在万向反射镜中心(图 3),这

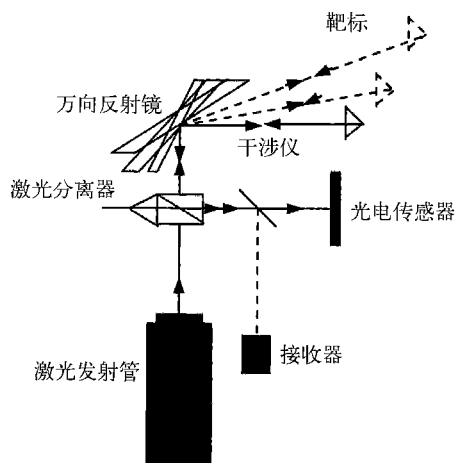


图 2 光路原理图

Fig.2 Principle of optical circuit

个坐标系称作 Base 坐标系或本机坐标系,它被固化在硬盘中,不能被执行删除、更名等操作。Base 坐标系也是开始一个新工作的起始坐标系。

激光跟踪仪测量范围有自身的特点,其测量范围示意图见图 4。测量、验收工装型架时,测量半径为 13 m,测量、验收飞机零组件时,测量半径为 27 m,激光跟踪仪测量俯仰角为 $\pm 45^\circ$ 。

为了获得更好的视野、避免振动,或在测量超长客体(如机身、大型客机机翼型架等)时,激光跟踪仪系统可以通过单台“转站”方法扩大测量范围,避开遮挡物。相邻两个

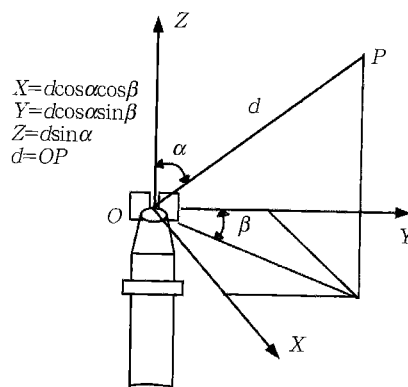


图 3 基本坐标系

Fig.3 Basic coordinate system

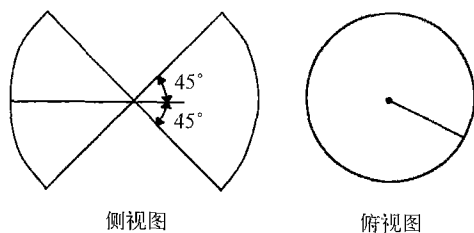


图4 激光跟踪仪测量范围

Fig.4 Measurement scope of laser tracker

站位之间靠至少 7 个共同点联系起来,前一个站位测量 7 个共同点,下一个站位再次测量这 7 个共同点,然后,计算机进行最佳拟合计算,把前一站位的数据信息传给下一站位,建立前一站位与下一站位的联系。单台激光跟踪仪理论上 32 个这样的站位,从这个意义上说,激光跟踪仪的测量范围是不受限制的。

4 系统功能

激光跟踪仪系统是一套集测量、坐标系建立、数据分析、几何元素拟合等功能于一体的工业测量系统。

4.1 测量功能

(1)点测量;

(2)型面测量;

(3)连续显示。在研修平面时可以通过计算机屏幕直接看到研修结果,非常直观。

4.2 测量结果分析

在飞机坐标系下得到实测值后,必须经过与飞机理论数据集进行比较、分析才能得出结论,激光跟踪仪系统中有几项功能可以帮助做这项工作。

(1)比较:通过比较命令,可以实现理论值与实测值的比较,用实测值通过“比较”命令得到偏差,作为验收的标准,结果一目了然。

(2)建点:建点是将实测值与理论数据的偏差实时、连续显示在计算机屏幕上。可以根据偏差值将定位器安装到正确位置。这是其他 CAMS 系统所不具备的。

(3)距离:在实际测量中会遇到分析两个要素之间位置关系的问题。“距离”能实现这一功能,可以分析出两个几何元素之间的距离、角度等。

(4)基本几何元素拟合:除线、面、圆以外,激光跟踪仪系统还可以拟合球体及圆柱等。

(5)编辑输入输出:测量过程中需要用到理论数据作为参考。利用系统的编辑、输入功能,将理论数据编辑成参考文件。参考文件采用 ASCII 码文件格式。系统的输出功能除了能输出实测值成为 ASCII 码文件

外,还可以将其输出为 AUTOCAD 的 DXF 格式,这对于 CATIA 工作站进行数据分析很有好处,省去了手工输入数据之苦。测量数据也可以输出到打印机,形成书面报告,作为验收的依据,一般包括实测值、比较值、转换报告 3 个部分。

5 激光跟踪仪在飞机尾段装配工装中的应用

某机尾段 APU 门位于尾段后下部,用铰链和挂钩装配在尾段上,并要求所有 APU 门互换。其夹具主体采用整体铸件,材料为铸铝。铸件用螺栓及销钉与框架固定在一起,见图 5。在铸件与框架连接梁上有 3 个工具球孔(NCTB1、NCTB2、NCTB3),它们是数控机床加工铸件曲面和定位销孔的基准。利用这 3 个工具球可把工装引入飞机坐标系。图纸上有相应的飞机坐标系值。

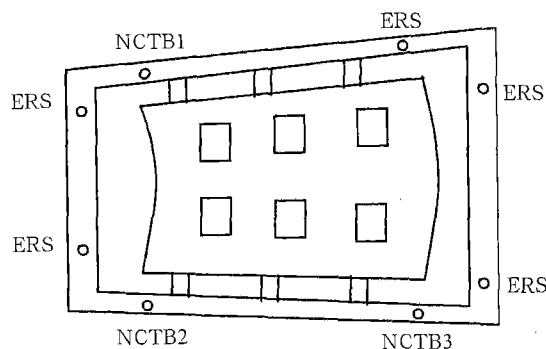


图5 APU 门装配工装示意图

Fig.5 Sketch of APU door assembly jig

(1)在基础坐标系下测出铸件上 3 个工具球坐标值,用最小平方转换建立工装的飞机坐标系。

(2)建立增强参考系统。增强参考系统(Enhanced Reference System,ERS)是为使工装获得正确比例的一种手段。方法是在工装框架上每隔 200~400 mm 安装标准工具球(图 5 中的 ERS 是在 ERS 系统中标准工具球的位置)。在工装飞机坐标系建立后,将这些工具球收集在一个文件里,作为建立工装坐标系的依据。在建立 ERS 系统时,要求当时的飞机坐标系有正确的比例,并且工装要处于工作状态。

(3)安装工装定位器。典型的工装定位器采用 3-2-1 原则,由 3 个分布在定位器上的控制点(工具球)控制它的 6 个自由度,所有工具球值都可以从 CATIA 数据集中获得,利用前面提到的“建点”命令获得正确位置。与坐标系有角度的定位器可用轴对准进行零件坐标系调整。

6 测量误差产生原因以及解决方法

(1)系统误差。

激光跟踪仪系统误差(设备误差)主要有两方面:激光干涉仪测量误差;角编码器测量误差。激光干涉仪分辨率为0.001 26 mm,角编码器分辨率为0.14"。理论上,在不超过10 m测量范围内,激光跟踪仪系统误差不超过0.01 mm。但随着测量距离增大,系统误差也将增大。

(2)靶标及附件的制造误差。

靶标及附件的制造误差也是影响系统误差的一个原因。计算机程序的取整也会给测量结果带来极其微小的误差。尽量减小测量距离、定期检修靶标及附件是控制由于上述原因产生测量误差的办法。

(3)环境因素。

温度、气压、气流的波动、空气污染将影响光线的传播,导致测量误差的增大;地板的稳固程度、振动、设备用电电流的稳定性不但会造成测量误差的增大,甚至会造成仪器的损坏。针对以上因素,测量时应控制室内温度恒定,不要把仪器摆在厂房门口、空调旁边。保持空气清洁,不要把仪器摆放在地板接缝处或地基不牢处,避免测量区域附近有振源,配置稳压器。

(4)操作人员因素。

操作人员手持靶标测量时,靶标的运行速度和加速度对测量精度将产生影响,速度过快会使光束折断。

搞好培训、提高和增强操作人员的素质和责任心是减小由操作人员产生测量误差的基本方法。

激光跟踪仪以其方便、快捷、精度高的特点在新一代飞机尾段装配工装制造中取得了显著效益,受到各界的一致好评。有理由相信,随着我国装备制造业的飞速发展,激光跟踪仪的应用也将更加广泛。

(责编 宇 迪)

(上接第64页)

为预测精度较高的模型,应对其理论基础及应用进行进一步研究,发展高效稳定的数值计算方法,并与非线性有限元程序相结合。

从寿命预测方法来看,传统参数关系法是目前工程界应用比较广泛的一类方法,但在应用中还存在较大的误差,并不完全适用于高强度低延性材料蠕变-疲劳交互作用下的寿命预测。使用时应充分进行数据拟合时的假设检验工作,不能盲目误用。

准确地对航空发动机涡轮叶片进行寿命预测,基本过程应包括:本构模型的确定;建立含损伤的本构模型,将材料损伤量以适当的形式包含进本构模型中;本构模型与有限元的结合,进行应力场、损伤场分析及寿命预测;寿命预测结果评估。

参 考 文 献

- 1 钏培道.航空发动机涡轮转子叶片的失效与教训.材料工程,2003,增刊:30~33
- 2 何景兰,洪杰,李其汉.某航空发动机热端件寿命消耗计算模型及寿命监视.航空动力学报,1996,11:341~345
- 3 《航空发动机设计手册》总编委会编.叶片轮盘及主轴强度分析(航空发动机设计手册第18册).北京:航空工业出版社,2001
- 4 Lewis B L, Beckwith L R. A unified approach to turbine blade life prediction. SAE Techn. Paper Ser, No. 821439, 1983: 4 496~4 512
- 5 Chan K S, Lindholm U S, Bodner S R, et al. Constitutive modeling for isotropic materials. NASA-CR-179522, 1986
- 6 Ramaswamy V G. A constitutive model for the inelastic multiaxial cyclic response of a nickel base superalloy René80. NASA-CR-3998, 1986
- 7 陈罕.现代统一塑性理论.力学进展,1987,17(3):353~363
- 8 Bodner S R, Partom I, Partom Y. Uniaxial cyclic loading of elastic-viscoplastic materials. ASME J Appl Mech, 1979, 46: 805~810
- 9 宋迎东. B-P弹-粘塑性本构模型材料参数估计及应用研究.南京:南京理工大学博士后研究报告(第二篇),1998
- 10 Miller A K. An inelastic constitutive model for monotonic, cyclic, and creep deformation: Part I—equations development and analytical procedures. ASME J Eng Mat Tech, 1976, 98: 97~105
- 11 Miller A K. An inelastic constitutive model for monotonic, cyclic, and creep deformation: Part II—application to 304 stainless steel. ASME J Eng Mat Tech, 1976, 98: 106~113
- 12 马莉颖.金属材料粘塑性损伤统一本构理论.大连:大连理工大学出版社,1996
- 13 冯明晖.粘弹塑性统一本构理论:[学位论文].大连:大连理工大学,2000
- 14 Walker K P. Research and development program for non-linear structural modeling with advanced time-temperature dependent constitutive relationships. NASA-CR-165533, 1981
- 15 周柏卓.各向异性高温涡轮叶片材料本构关系研究.北京:北京航空航天大学出版社,1999
- 16 周道祥,孙训方.结构元件蠕变与疲劳寿命估算方法研究进展.安徽建筑工业学院学报(自然科学版),1999,7(1):1~8
- 17 何晋瑞.高温低循环疲劳寿命预测方法.见:中国金属学会编.中国金属学会第一次金属疲劳学术会议论文集,北京:冶金工业出版社,1984.60~75
- 18 Lemaitre J. A course on damage mechanics. Springer Verlag, 1992

(责编 根 山)