

大尺寸结构件检测方法研究及不确定度分析

Research on Measurement of Large Volume Structure and Uncertainty Analysis

北京航空制造工程研究所 刘新宇

[摘要] 现代制造业对大尺寸结构件的精度要求越来越高,本文以激光跟踪仪为工具,研究大尺寸结构件的检测方法,以飞机大型工装的检测为例,详细介绍了检测方法以及检测过程中的注意事项,并以对空间测量点进行不确定度分析,为大型部件的精密测量提供了基础。

关键词: 激光跟踪仪 大尺寸结构件检测 不确定度分析

[ABSTRACT] The modern manufacturing industry has more and more accuracy in large volume structure. The measurement of large volume structure is researched based on the laser tracker, and taking the large aircraft frock as example, the measuring method and considerations in measuring process are presented. The uncertainty analysis of spatial measurement point is supplied, which provides the basis for precise measurement of large components.

Keywords: Laser tracker Measurement of large volume structure Uncertainty analysis

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.07.076

随着工业技术的迅速发展,在代表科技发展最高水平的航空、航天领域,大尺寸零件的应用越来越广泛,大型、超大型结构件对整体的精度要求越来越高,精度的控制问题成为影响航空工业发展的瓶颈。提高大型结构件的整体精度水平,必须采用适当的测量方法来提高系统检测精度,保证系统各个零部件以及装配整体的测量精度和装配精度。

由于大型结构件的三维空间测量要求的测量范围大、精度高,并且常需要在工作现场动态和全姿态测量,常用的 CMM 测量技术已无法满足这些要求。如何对这些零部件进行高精度的测量,长期以来一直是困扰计量工作者的技术难题。近 20 年来,激光技术的快速发展为大尺寸精密测量开拓了崭新的领域,产生了大尺寸空间测量系统(Large Space Measurement System),如经纬仪、全站仪、激光跟踪仪等。

研究表明,不同的测量仪器有各自的优缺点,经纬仪测量系统的测量范围较大,受环境影响较小,但其测角精度随测距以及测量对象的几何特征有很大差别,通

用性和可靠性差,且测量精度不高;关节臂坐标测量机的优点是其测头可以灵活地探测到任意位置的空间点,几乎没有测量死角,但由于关节臂臂长的限制,必须通过牺牲测量精度才能使测量范围得到扩展;摄影测量系统具有快速、高效和不易受温度变化、振动等外界因素干扰的优点,但由于摄像机范围限制,必须分块进行测量,精度受到一定的限制;激光跟踪仪是基于球坐标系的便携式坐标测量系统,它具有测量精度高、范围大、实时快速、动态测量及便于移动等优点,被誉为移动式三坐标测量机。本文将 Leica AT901 LR 型激光跟踪仪对检验工装的检测为例,介绍大尺寸结构件的检测方法,以飞机用大型工装的检测为例,对检测方法进行研究,并对空间测量点进行不确定度分析。

1 激光跟踪仪介绍

激光跟踪仪系统由几个独立的单元组成,图 1 所示为 Leica AT901 LR 型激光跟踪仪,主要包括以下几个部分:激光跟踪头、主控单元、反射器、运行原件的控制计算机及测量附件等。激光跟踪仪可以通过 3 种方式测得物体的三维坐标:(1)通过跟踪一个带镜面的小球,即反射球;(2)通过跟踪 T-Probe 产品,一种手持式可移动的无线通信接触式传感器;(3)通过跟踪 T-Scan 产品,一种非接触式的高速激光扫描仪。

其测量原理为:如图 2 所示,对于放置在空间任意位置的测量点 $P(x, y, z)$,点 P 到原点 O 的距离为 d , OP 与 Z 轴的夹角为 β , OP 在 xy 平面内的投影与 x 轴的夹角为 α ,其中, α 、 β 的值由安装在跟踪头中的两个编码器给出, d 的值通过安装在激光头中的激光干涉仪获得,空间点 $P(x, y, z)$ 在笛卡尔坐标系下的表达式为:

$$P = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} d \cdot \sin\beta \cdot \cos\alpha \\ d \cdot \sin\beta \cdot \sin\alpha \\ d \cdot \cos\beta \end{pmatrix} \quad (1)$$

2 大型工装检的检测

利用激光跟踪仪对大型工装测量,其过程一般分为以下几个步骤:(1)坐标系的建立;(2)工装测量;(3)测量结果分析。



图1 激光跟踪仪组成

Fig.1 Composition of laser tracker

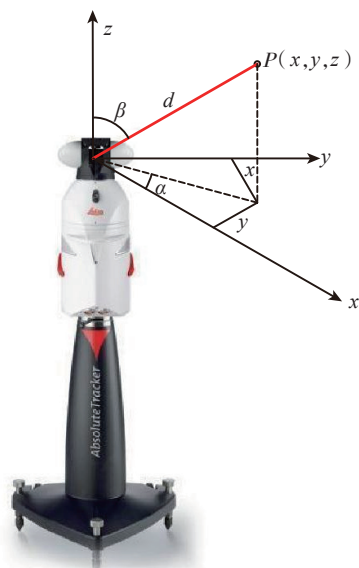


图2 激光跟踪仪测量原理

Fig.2 Measurement principle of laser tracker

2.1 坐标系的建立

激光跟踪仪默认的坐标系为机器坐标系,如图2所示,建立坐标系的目的是使激光跟踪仪明确被测零件放置的位置以及状态,能否准确地建立坐标系对精度测量有十分重要的意义,建立坐标系主要分为以下几个步骤:(1)CAD模型的处理;(2)工装调平;(3)建立坐标系。

2.1.1 CAD模型的处理

对于设计人员来说,CAD模型一般采用装配坐标系,其特点是坐标系原点不在工件上,且XYZ坐标轴与

工装基准轴线不正交,这样的坐标系不利于工装的调整以及修复,因此,有必要将设计人员的装配坐标系改为测量坐标系,即:坐标轴与基准靶标孔的轴线正交,且坐标原点在某一靶标孔位置上,此步骤可要求设计人员协助完成,将修改好的CAD模型导入到激光跟踪仪软件,为测量做准备。

2.1.2 工装调平

由于工装的体积大,重量大,在设计过程中虽考虑了变形的影响,采用加强筋进行加固,但在加工制造过程中,受材料、环境、加工方式等影响,工装往往会产生弹性变形,这在测量中是不可取的,必须找到统一的状态进行测量,工装调平就是必不可少的一步。可将工装放在机床工作台上进行测量,对于没有条件的情况,必须对工装进行调平,消除在建立坐标系过程中工装的弹性变形所引起的测量误差。在测量仪器预热好之后,首先利用靶标孔建立坐标系—粗建坐标系,以其中一个靶标孔的Z值为基准,调整其他靶标的 $Z_i (i=1,2,3, \dots)$ 值,使 $Z_i \approx Z$,在调平之后,重新利用靶标孔建立坐标系—精建坐标系,实践证明,工装的调平对于测量结果的影响非常大。

2.1.3 建立坐标系

激光跟踪仪软件提供了多种建立坐标系的方式,对于工装类零件,一般采用几何点拟合的方式建立坐标系,该方法通过测量工装上靶标孔的坐标来反推坐标系,靶标的数量最少为3个,对于大型工装,可以取15~20个靶标位置进行测量,对于误差较大的靶标孔,应予以剔除,然后利用其余的靶标孔坐标拟合出测量坐标系。

由于工装现场的温湿度一般都不能满足实验室温度(20 ± 0.5)℃要求,且工装一般采用金属材料制成,在温度的影响下会膨胀和收缩,对测量结果带来误差,对于1m长的钢结构零件,温度每升高1℃,其长度会变化0.0117mm,因此温度补偿是必要的。激光跟踪仪软件提供了两种温度补偿方式,通过材料膨胀系数和比例系数来对温度进行补偿,对于金属结构零件,一般采用材料膨胀系数进行补偿,可以使现场测量结果与实验室测量结果很好地吻合。

2.2 大型工装检测

在测量过程中,对于容易测量的点,可以采用反射球来进行测量,其优点是精度高,但在使用反射球进行测量时应避免掉光后重新接光,以减少精度损失,每次掉光重新接光后,精度会损失0.01mm;对于利用反射球不能测量的位置,可以采用T-Probe进行测量,相对于反射球来说,其测量精度有所降低。如果利用T-Probe还是不能测量到,则可以考虑通过转站的方式,即移动

激光头的位置,而不改变坐标系,此方式同样会使测量精度下降。因此,在测量之前应选择好激光头放置的位置,以保证在同一位置就可以完成所有点的测量。以上利用反射球和 T-Probe 虽可以通过连续采点来获取大量测量点数据,其缺点是速度慢,测量点矢量方向易投影错误,造成测量结果不准确,对于这种情况,可以采用 T-Scan 进行激光扫描采集,短时间即可获得大量的点云数据。通过与 CAD 模型进行对比,可以明确工装在制造过程中的缺陷,及时对工装进行修复。

3 空间点测量实例及其不确定度分析

3.1 测量方法

本文以某检验工装测量为例,简述其测量过程,并对工装上的一点 P 进行测量。根据前述测量方法,通过对数模进行处理,粗建坐标系,工装调平;精建坐标系后,利用反射球对该工装上 P 点进行测量。为了测量的准确性,对工装上的点 P 重复测量 8 次,其名义值通过测量软件可直接读出,对于没有数模的测量,其估计值通过多次测量取平均值的方式获得,测得数据如表 1 所示。

表1 重复性测量 mm

方向	名义值	测量次数						
		1	2	3	4	5	6	7
X	1999.719	1999.719	1999.722	1999.721	1999.714	1999.718	1999.720	1999.721
Y	0.859	0.859	0.860	0.860	0.858	0.859	0.860	0.861
Z	-0.321	-0.322	-0.322	-0.32	-0.321	-0.322	-0.32	-0.318

3.2 不确定度评定

分析测量方法可知,对空间点 P 的测量不确定度影响显著的因素有: P 点坐标 (x, y, z) 的测量重复性引起的不确定度 u_1, u_2, u_3 ; 激光跟踪仪系统不确定度 u_4 ; 转站引起的不确定度 u_5 。分析这些不确定度特点可知,不确定度 u_1, u_2, u_3, u_5 应采用 A 类评定方法,而不确定度 u_4 , 应采用 B 类评定方法^[1]。

3.2.1 空间点 $P(x, y, z)$ 测量重复性引起的标准不确定分量 u_1, u_2, u_3

利用 Bessel 公式计算 P 点 x 坐标标准差为

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - x_T)^2}{n-1}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^7 (x_i - x_T)^2}{7-1}} = 0.0027\text{mm}, \quad (2)$$

则 P 点 x 坐标的测量标准不确定度: $u_1 = \sigma_x = 0.0027\text{mm}$, 其自由度 $\nu_1 = 7 - 1 = 6$ 。

同理可计算出 $u_2 = \sigma_y = 0.0012\text{mm}$, $u_3 = \sigma_z = 0.0015\text{mm}$, $\nu_2 = \nu_3 = 6$, 对于无数模情况下的测量,需首先计算其平均值,再利用 Bessel 公式计算其标准差即可。

3.2.2 激光跟踪仪系统不确定度 u_4

由激光跟踪仪说明书获得仪器的测量精度为 0.015mm , 取均匀分布,则激光跟踪仪的系统不确定度为:

$$u_4 = u_{\text{仪}} = \frac{0.015}{\sqrt{3}} = 0.0087\text{mm}. \quad (3)$$

因给出的测量数据稳定性可靠,其自由度 $\nu_4 = \infty$ 。

3.2.3 跟踪仪不同站位引起的不确定度 u_5

激光跟踪仪从不同位置对这些公共点进行测量,如果假设整个系统是理想状态,那么从不同位置测得的同一个公共点坐标经转站坐标转换后应该完全相同,但是由于测量的不确定性,使得各次的测量结果并不相同。

满足移站要求的最少公共点数为 3 个,为提高转换精度,本实验中采用 4 个公共点来评定测量不确定度。

实验中对公共点的布设应尽量包容待测空间,将 4 个磁性靶座固定在待测空间中,将激光跟踪仪进行 3 次移站,分别测量上述 4 个公共点的坐标值,4 个磁性靶座的布置要保证在每站都能测量到。在不同测量站内测得的公共点数据是基于激光跟踪仪坐标系的,所以要将它们统一到同一个坐标系中,即数据的移站坐标转换。

理论上,由于公共点在空间的位置没有变化,移站前的公共点经坐标转换后应和移站后的公共点坐标完全一致,这样,移站才不会影响测量结果。而实际上,由于各种因素的影响和测量的不确定性,移站前的公共点坐标经过转换后和转站后的坐标间具有一定的分散性,该分散性越小说明转换越精确。采用基于距离的最小二乘法来求解最佳坐标转换参数^[2]。转站后 P 点坐标测量值如表 2 所示。

表2 不同站位测量的数据 mm

	名义值	站位 1	站位 2	站位 3
X	1999.719	1999.692	1999.705	1999.739
Y	0.859	0.877	0.834	0.858
Z	-0.321	-0.304	-0.342	-0.349

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{m \times n} \sum_{i=1}^m d_{Ti}^2} = \sqrt{\frac{1}{3 \times 4} \sum_{i=1}^3 d_{Ti}^2} = 0.0178\text{mm}, \quad (4)$$

其中, m 为不同站位的数量(转站的次数), n 为转站公共点的数量, d 为不同站位下测量的公共点与其名义值之间的距离。

$$d = \sqrt{(x_i - x_T)^2 + (y_i - y_T)^2 + (z_i - z_T)^2} \quad (i=1, 2, \dots, m), \quad (5)$$

故 $u_5=0.0178\text{mm}$, 自由度 $\nu_5=3-1=2$ 。

3.3 不确定度合成

因不确定度分量 u_1, u_2, u_3, u_4, u_5 相互独立, 即 $\rho_{ij}=0$, 故合成标准不确定度为

$$u_c = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 + u_4^2 + u_5^2} = 0.0201\text{mm}, \quad (6)$$

自由度为

$$\nu = \frac{u_c^4}{\sum_{i=1}^5 \frac{u_i^4}{\nu_i}} =$$

$$\frac{(0.0201)^4}{\frac{(0.0027)^4}{6} + \frac{(0.0012)^4}{6} + \frac{(0.0015)^4}{6} + \frac{(0.0087)^4}{\infty} + \frac{(0.0178)^4}{2}} = 3. \quad (7)$$

3.4 扩展不确定度

取置信概率 $P=0.95$, 由自由度 $\nu=3$, 查 t 分布表得 $t_{0.95}(3)=3.18$, 即包含因子 $k=3.18$, 空间点 P 的扩展不确定度为

$$U = k_{uc} = 3.18 \times 0.0201\text{mm} = 0.0639 \approx 0.064\text{mm}. \quad (8)$$

通过不确定度分析, 可以看出, 影响空间测量点测量精度的主要因素是转站带来的精度损失, 测量的重复性误差基本上可以忽略不计, 若在测量过程中, 合理安排激光跟踪仪的放置位置, 使其不用转站就可以完成所有点的测量, 即 $u_5=0$, 则 P 点的不确定度为

$$u_c = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 + u_4^2} = 0.0093\text{mm}, \quad (9)$$

自由度为

$$\nu = \frac{u_c^4}{\sum_{i=1}^4 \frac{u_i^4}{\nu_i}} =$$

$$\frac{(0.0093)^4}{\frac{(0.0027)^4}{6} + \frac{(0.0012)^4}{6} + \frac{(0.0015)^4}{6} + \frac{(0.0087)^4}{\infty}} = 745, \quad (10)$$

取置信概率 $P=0.95$, 由自由度 $\nu=\infty$ 查 t 分布表得 $t_{0.95}(\infty)=1.96$, 即包含因子 $k=1.96$, 空间点 P 的扩展不确定度为

$$U = k_{uc} = 1.96 \times 0.0093\text{mm} = 0.0182 \approx 0.018\text{mm}. \quad (11)$$

4 小结

航空航天领域对于测量精度的要求, 代表了测量领域的最高科技和最高标准。本文在激光跟踪仪的基础上, 以飞机大型工装的检测为例, 介绍了大尺寸结构件

的检测方法, 详细说明了在检测过程中影响精度的主要因素以及检测中的注意事项, 最后以对空间点 P 的测量为例, 介绍了检测过程, 并对其进行了测量不确定度的评定, 为大型部件的精密测量提供了参考。

参考文献

- [1] 费业泰. 误差理论与数据处理 (4 版). 北京: 机械工业出版社, 2003.
- [2] 梁智勇. 激光跟踪仪测量系统误差分析与补偿 [D]. 河南: 河南理工大学, 2005.

(责编 玲犀)

(上接第 75 页)

3 结束语

在生产任务急剧增加的形势下, 航天产品对高质量、高可靠性、快速响应和绿色生产制造的铆接工艺需求越来越强烈, 本文结合自动钻铆技术在航空领域几十年的应用发展, 通过针对航天产品结构特点的自动钻铆形式和工艺流程分析可知, 自动钻铆技术在航天产品装配中的应用前景十分广阔。在航天装配制造领域开展自动钻铆技术研究, 不仅仅是铆接工艺向机械化、自动化、数字化方向发展的要求, 更主要的是产品本身性能的要求, 自动钻铆代替手工铆接是提高航天产业竞争力的必然发展趋势。

参考文献

- [1] 赵玲. 自动钻铆技术应用研究. 航空工程与维修, 1995(4): 21.
- [2] 王黎明, 冯潼能. 数字化自动钻铆技术在飞机制造中的应用. 航空制造技术, 2008(11): 43.
- [3] 马伟良. 全自动钻铆系统设计及实现 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [4] 许国康. 自动钻铆技术及其在数字化装配中的应用. 航空制造技术, 2005(6): 27.
- [5] 曹增强, 陶华, 李志尧, 等. 大直径铆钉的应力波铆接. 航空制造技术, 1996(2): 27.
- [6] 马兴海, 刘琦. 电磁铆接技术在航天产品上的应用. 航天制造技术, 2009(4): 41.
- [7] 李少波, 陈翔鹏. 自动钻铆技术的应用和无头铆钉安装. 航空制造技术, 2007(9): 50.
- [8] 张开富, 曾佩杰, 栾超, 等. 空间多姿态下自动钻铆托架变形分析与调平方法. 西北工业大学学报, 2012(1): 129.
- [9] 林美安. 飞机机身装配工艺及仿真技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [10] Assadi M D, Boad C L, Osawa T. True offset fastening. SAE Paper, 2006-01-3170, 2006.

(责编 一帆)