

# 基于数字化测量的飞机型架装配技术研究

## Research on Aircraft Fixture Assembly Based on Digital Measurement Technology

沈阳航空航天大学通用航空实验室 王巍 杨亚文  
沈阳航空航天大学航空航天工程学部 安宏喜 张哲

**[摘要]** 现代飞机制造装配由传统的模拟量传递向数字量传递转变,为适应飞机快速精确的制造模式,激光跟踪测量设备以其便捷性、高精度广泛应用于航空航天产品制造业中。通过基于数字化测量的飞机型架装配技术研究,分析激光跟踪测量设备系统组成及测量原理,结合某型飞机型架安装应用,分析激光跟踪测量设备最佳拟合型架坐标系算法、各项测量误差产生原因及其特征,介绍飞机型架的安装和测量步骤,基于MBD模型对安装型架进行功能性分析,为实现快速精确安装飞机型架提供理论依据。

**关键词:** 激光跟踪测量设备 型架 测量

**[ABSTRACT]** Modern aircraft assembly has already changed from traditional analog to digital, for adapting to the rapid, accurate aircraft manufacturing model, the laser tracker measurement equipment with its convenient, high accuracy is widely used in aerospace manufacturing. Through research on aircraft fixture assembly based on digital measurement technology, analysing the laser tracker measurement system components and measurement principles, combining with an aircraft fixture as the research object analyses how to create the best fit fixture coordinates and the causes of measurement tolerance, it introduces the installation and measurement procedures of fixture, analysing the function of fixture based on MBD model, it provides a theoretical basis for fast and accurate installation aircraft fixture.

**Keywords:** Laser tracker measurement equipment Fixture Measurement

当前,我国航空制造业急需改变传统模拟量飞机装配方式,采用高精度、高效率的数字化测量设备,这对飞机数字化装配具有极大的影响。数字化测量技术虽然已在国际上有了一段时间的研究,甚至在某些领域进行了较成功的应用,但是它在飞机装配过程中应用还比较薄弱。

结合MBD技术对数字化测量的飞机型架装配技术研究,利用激光跟踪测量设备,将飞机型架装配制造过

程由传统的模拟量传递向数字量传递方式转变,详细分析数字化测量设备对飞机型架装配的影响,对提高型架装配精度及缩短飞机制造周期具有重大意义。

### 1 激光跟踪测量设备的工作原理

激光跟踪测量设备<sup>[1]</sup>内部集成了角编码器和绝对干涉仪,可以测量空间点与设备之间的角度和距离。绝对干涉仪内部集成了氦氖激光干涉仪和绝对测距仪,既可以相互配合又可以独立工作,通过计算机及控制技术,将测量结果输出为可视化数据。无热源的跟踪头不会因高速转动引发受热不均造成测量误差,会通过自身的校准参数和气象补偿参数对测量过程中产生的误差进行补偿,从而得到空间点的三维坐标。测量过程中激光可以自动跟踪锁定靶球光学表面,并配备目标搜寻摄像机,可以实现远距离自动搜索靶球位置进行接光,操作更加简便,减少二次接光产生测量误差。

### 2 基于MBD模型装配型架技术

飞机装配型架的主要功能是确保飞机产品各个零件在空间的相对定位关系,协调工艺分离面内各个零件准确装配。结合MBD技术,测量型架工具球点,将球点的空间坐标值直接导入测量软件中,建立型架坐标系,与理论CAD模型进行比对,实时检测每一个安装零件的空间位置如图1。

在型架设计过程中设计人员给定装配基准点(TB)坐标值,用于测量时建立型架坐标系。有时为了满足数字化测量系统工作需要,还可以将一个实际存在的基准坐标系转换成增强基准坐标系ERS,为快速、精确地测



图1 基于激光跟踪测量设备安装型架

Fig.1 Install aircraft fixture based on laser tracker measurement equipment

量创造条件。

型架的定位器安装采用“6点定位原则”<sup>[2]</sup>,通过限制零件6个自由度来确定零件在空间的位置。定位器的定位面上至少有2个光学工具球点(OTP)衬套孔,每个孔用来插入标准后退量的靶座,用于放置靶球。具有2个OTP衬套孔的定位器需要在一个衬套孔使用双点靶座,另一个衬套孔使用单点靶座;带3个以上OTP衬套孔的定位器需要使用单点靶座。定位器通过不共线的3个OTP点控制其在空间的位置,其中一个OTP点控制3个坐标值,第2个OTP点控制2个坐标值,第3个OTP点控制一个坐标值,达到控制定位器在空间的6个自由度。

### 3 型架坐标系拟合原理

激光跟踪测量设备测量TB点(TB点的数量原则上多于4个)<sup>[3]</sup>,从理论数模上将TB点的理论值提取导入到测量软件中,将TB点的实测值与理论值通过最小二乘法<sup>[4]</sup>进行拟合,建立型架坐标系。

以某型飞机型架为例,已知4个理论基准点为  $p_i = (x_i, y_i, z_i)^T$ ,实际测量点为  $p'_i = (x'_i, y'_i, z'_i)^T$ ,  $i=1, 2, 3, 4$ , 利用最小二乘法求解目标函数:

$$\sum_{i=1}^N \|p'_i - (Rp_i + T)\|^2, \quad (1)$$

使得理论坐标系与测量坐标系有最优解  $R$  与  $T$ 。

利用SVD算法对目标函数进行求解,设

$$p = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 p_i, p' = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 p'_i, q_i = p_i - p, q'_i = p'_i - p',$$

$$\text{记 } H = \sum_{i=1}^4 q_i q_i'^T = U \Lambda V^T,$$

可推导出  $R=VU^T$  及  $T=p'-Rp$ 。

已知型架基准点理论值为:

$$(x_i, y_i, z_i)^T = \begin{bmatrix} 39947.780 & 39249.848 & 38416.249 & 39232.753 \\ 4516.212 & 2879.475 & 3239.927 & 4820.453 \\ -2.152 & 37.295 & 118.761 & 63.360 \end{bmatrix}.$$

利用激光跟踪测量设备测定基准点实测值为:

$$(x_i, y_i, z_i)^T = \begin{bmatrix} 40173.987 & 39248.463 & 38472.451 & 39507.750 \\ 2359.834 & 840.805 & 1318.183 & 2764.343 \\ -1429.157 & -1368.385 & -1337.519 & -1404.286 \end{bmatrix}.$$

通过 Matlab 计算出:

$$\text{旋转矩阵 } R = \begin{bmatrix} 0.989006 & -0.141391 & 0.043319 \\ 0.142807 & 0.989248 & -0.031525 \\ -0.038396 & 0.037364 & 0.9985264 \end{bmatrix},$$



图2 拟合数据结果

Fig.2 Result of data fitting

平移矩阵  $T=(611.066, -3600.393, 2879.282)^T$ 。

基于测量系统软件,可以直观得出基准点理论值与测量值的拟合结果,如图2。

在实际工作中,对基准点进行测量,实测值会受到大气压强、环境温度、噪音等多种因素影响,即需要把测量误差补偿到实测值中。

$$\text{实测值 } p_i'' = p'_i + \mu_i, \text{ 令 } p'' = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 p_i'', q_i'' = p_i'' - p'',$$

$$\mu = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 \mu_i,$$

$$\text{推导出: } H' = \sum_{i=1}^4 q_i q_i''^T = H + \sum_{i=1}^4 q_i (\mu_i - \mu)^T, \text{ 则实际}$$

测量值与理论值拟合结果,通过测量系统软件自动修正,得出:

$$\text{旋转矩阵 } R = \begin{bmatrix} 0.999973 & 0.000000 & 0.000000 \\ 0.000000 & 0.999973 & 0.000000 \\ -0.000000 & 0.000000 & 0.999973 \end{bmatrix},$$



图3 自动修正后数据对比

Fig.3 Data contrast after automatically adjusted

$$\text{平移矩阵 } T = \begin{bmatrix} 1.062 \\ 0.105 \\ 0.001 \end{bmatrix}。$$

基准点实测值经过修正系数为 0.999973 的修正后与理论值拟合结果,如图 3。

## 4 激光跟踪测量设备在某型飞机型架装配的应用

### 4.1 建立型架坐标系

基于 MBD 模型,针对不同的型架结构设计方案,分析各自特点建立坐标系,保证最小装配测量误差。对于框架是长方体的型架,利用卷尺初定位基准块,测量基准点与理论基准点值进行拟合,在拟合的过程中加入框架材料在工作现场的温度补偿系数,测量 3 遍基准点值拟合后求取平均值,将平均值作为理论值进行拟合型架坐标系,作为安装定位件的基准,可以将定位件的安装误差减小到 0.08mm 以内;对于框架不是长方体的型架,由于利用卷尺初定位基准块产生的误差过大,采取利用定位件上坐标点进行反向测量安装基准块,测量定位件上坐标点与理论点值进行拟合,在拟合的过程中加入定位件在工作现场的温度补偿系数,测量 3 遍坐标点值拟合后求取平均值,将平均值作为理论值与再次测量基准块的坐标值拟合型架坐标系,安装定位零件,使安装误差满足飞机装配要求;对于尺寸特别大的型架,测量设备在一个站位下很难将所有基准点看到,就需要在框架上设置 ERS 点建立增强型架坐标系。

### 4.2 安装型架定位器

将定位器 OTP 点的理论值从数模中提取出导入测量软件,通过测量软件监测窗口,对 OTP 的理论值进行监测,显示出 OTP 点的理论值与实测值之间的偏差 ( $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ ),通过调整定位器,使测量的实际坐标值达到设计给定理论坐标值的公差范围内,即确定了定位器在型架中的正确空间位置。定位器在空间靠 6 个自由度确定其正确位置,而 3 个 OTP 共有 9 个坐标值,故只需选取 6 个坐标值即可。选定一个 OTP 作为基准,调整测量值  $x', y', z'$  使规定最大误差  $\varepsilon \geq (\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ ;然后选取剩下两点中的一点,调整测量值  $x', y'$ ,另一个  $z'$  作为参考,使规定最大误差  $\varepsilon \geq (\Delta x, \Delta y)$ ;最后选取最后一个点,调整测量值  $z'$ ,另外  $x', y'$  作为参考,使规定最大误差  $\varepsilon \geq \Delta z$ ,即可达到控制定位器 6 个自由度,用螺栓将定位器固定。在调整的过程中,要注意靶球接光与定位器的通路,保证短时间高精度安装定位器。

### 4.3 功能性分析

型架安装完成后,要进行功能性分析,将理论 CAD 模型导入测量软件中,利用靶球检测型架定位面、定位

孔,测量软件将实时给出实际装配位置与理论位置之间的偏差,如图 4。

### 4.4 生成数据报告

利用测量软件,将型架安装基准点与理论基准点进

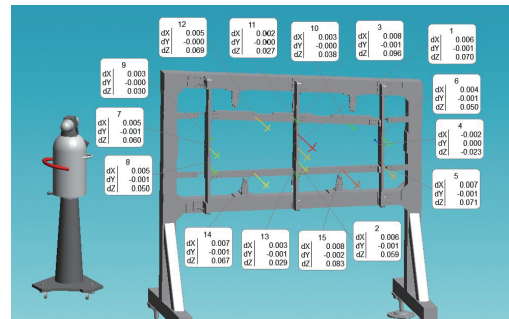


图4 功能性分析

Fig.4 Functional analysis

行对比分析,生成 PDF 格式数据报告,以供型架返修时作为参考,如表 1。

### 4.5 测量误差分析

#### 4.5.1 系统误差

表1 OTP点数据报告

特性名称	OTP1	OTP2	OTP3	...
X- 理论值	39349.290	39022.430	38771.740	...
Y- 理论值	4486.920	3942.650	3375.740	...
Z- 理论值	173.600	195.330	210.100	...
X- 测量值	39349.261	39022.453	38771.659	...
Y- 测量值	4486.906	3942.705	3375.792	...
Z- 测量值	173.648	195.269	210.169	...
X- 偏差	-0.029	0.023	-0.081	...
Y- 偏差	-0.014	0.055	0.052	...
Z- 偏差	0.048	-0.061	0.069	...
公差	± 0.080	± 0.080	± 0.080	...

激光干涉仪测距误差主要受激光波长的波动、大气参数的变化、基准距离的准确性等影响。空气参数偏离正常态时,空气折射率变化引起波长变化,根据 Edlen 公式,

$$(n-1)_s \times 10^8 = 8342.13 + \frac{2406030}{130 - \sigma^2} + \frac{15997}{38.9 - \sigma^2}, \quad (1)$$

$$(n-1)_{tp} = \frac{p(n-1)_s}{720.775} \frac{[1 + (0.817 - 0.0133t)p \times 10^{-6}]}{1 + 0.0036610t}, \quad (2)$$

$$(n-1)_{tpf} - (n-1)_{tp} = -f(5.7224 - 0.0457\sigma^2) \times 10^{-8}, \quad (3)$$

式中,  $(n-1)_i$  为标准空气折射率尾数,  $(n-1)_{tp}$  为干燥空

气折射率尾数,  $(n-1)_{\text{air}}$  为实际情况下的空气折射率尾数,  $\sigma = \frac{1}{\lambda}$ , 单位为  $\mu\text{m}$ 。

当标准空气参数  $t = 20^\circ\text{C}$ ,  $p = 101325\text{pa}$ ,  $f = 1333.22\text{pa}$ , 对 Edlen 公式微分, 得出温度、气压、湿度偏差对折射率产生的修正量:

$$\Delta n_{\text{air}} = (-93\delta_t + 0.27\delta_p - 0.042\delta_f) \times 10^{-8}, \quad (4)$$

$$\Delta n_s = (0.00268\delta_p - 0.929\delta_t - 0.00042\delta_f) \times 10^{-6}, \quad (5)$$

式中,  $\delta_p$ 、 $\delta_t$ 、 $\delta_f$  为气压、气温及湿度相对于正常态的变化量。

实际测量中, 总波长的修正量为:

$$\begin{aligned} \Delta\lambda &= \delta\lambda_n + \delta\lambda_w \\ &= -\lambda_s \left[ (0.00268\delta_p - 0.929\delta_t - 0.00042\delta_f) \times 10^{-6} \right. \\ &\quad \left. + (t_w - 20)\alpha \right] \end{aligned} \quad (6)$$

式中,  $\lambda_s$  为正常态的波长值。

激光跟踪测量系统的斜距  $d$  等于基准距离  $d_0$  加上干涉距离  $d_{\text{IFM}}$ , 即:

$$d = d_0 + d_{\text{IFM}} \quad (7)$$

如果基准距离校准存在误差, 会影响所有的距离测量值。

激光跟踪测量设备采用增量式角度编码度盘进行角度测量, 编码度盘刻有 18000 条刻线, 采用光电平衡电位计扫描, 角度分辨率达到  $0.14''$ , 由于度盘刻划不均匀而使测角产生度盘分划误差。

靶球及附件的制造误差也是影响系统误差的一个原因。激光线必然会以不同的入射角进入靶球, 入射角的变化给测量结果带来入射角变化误差  $\delta_a^2$ , 靶球误差还包括球度误差  $\delta_b^2$ , 棱镜与球座的光学对中误差  $\delta_c^2$ , 球体直径误差  $\delta_d^2$ , 镜头平整性误差  $\delta_e^2$ , 二面角误差, 顶点位置及偏振特征等。即靶球误差为:

$$\Delta_1 = \sqrt{\delta_a^2 + \delta_b^2 + \delta_c^2 + \delta_d^2 + \delta_e^2} \quad (8)$$

#### 4.5.2 环境误差

在实际测量时, 工作现场温度、气压、气流等变化将影响激光的传播, 增大测量误差。地板的振动幅度、设备用电的电流, 不但会造成测量误差的产品, 严重时会造成仪器的损坏。环境误差还包括被测件温度不准确  $\alpha \cdot \delta t_w$  和线膨胀系数不准确  $(t_w - 20) \cdot \delta\alpha$  造成的误差, 各项误差合成为:

$$\Delta = \pm \sqrt{\begin{aligned} &\left(93\delta t \times 10^{-3}\right)^2 + \left(0.27\delta p \times 10^{-3}\right)^2 \\ &+ \left(0.042\delta f \times 10^{-3}\right)^2 \\ &+ \left(\alpha \times \delta t_w\right)^2 + \left[\left(t_w - 20\right)\delta\alpha\right]^2 \end{aligned}}, \quad (9)$$

#### 4.5.3 人为误差

操作人员对仪器的安装调试应该严格遵守规定, 利用靶球进行测量时应该做到熟练, 减少断光次数, 可以

有效减小测量误差。

## 5 结束语

数字化制造技术逐渐应用于航空制造业, 对于飞机产品, 根据高质量要求, 保证飞机产品装配过程中所用型架的准确度, 具有极大地重要性。基于 MBD 技术结合数字化测量设备装配型架, 利用激光跟踪测量设备对型架装配过程中零件相对位置进行实时测量监测, 可以保证型架装配准确度, 缩短装配周期。

### 参考文献

- [1] 李森, 闫国锋, 刘宁. 激光跟踪仪坐标测量精度分析. 北京测绘, 2013(2):15-18
- [2] 仝志民, 唐文彦, 刘建新, 等. 基于激光跟踪仪和坐标测量臂的工业测量系统. 计量技术, 2008(5):13-16.
- [3] 邹爱丽, 王亮, 李东升, 等. 数字化测量技术及系统在飞机装配中的应用. 航空制造技术, 2011(21):5-6.
- [4] 韩清华, 郑保, 郭宏利, 等. 采用激光跟踪仪测量飞机外形. 航空计测技术, 2004, 24(1):15-16, 33.

(责编 亿霖)

(上接第 74 页)

差的上极限值为  $4.1055\text{mm}$ , 基本满足产品阶差为  $4\text{mm}$  技术要求; 而下极限值为  $-0.3055\text{mm}$  时, 表明活动罩装配时产生轻微的干涉, 通过对装配在活动罩上的锁闭机构施加锁紧力, 使通条、合页以及活动罩产生微量弹性变形即可实现活动罩正确的关闭。

## 5 结论

(1) 活动罩阶差计算分析表明, 活动罩零件的外形误差对阶差影响较大, 基于活动罩和缘条零件制造和装配各环节容差分配的基础上, 活动罩的外形误差控制在  $3\text{mm}$  以内时, 能满足活动罩机上装配的阶差要求。

(2) 本文研究了直升机整流罩典型结构件活动罩阶差的计算方法, 该研究方法可推广到整流罩其他类似部件的计算分析, 指导容差分配, 提高整流罩的装配质量。

(3) 本文的分析没有考虑工装使用变形和热变形等系统因素, 因此容差分配结果有一定的局限性, 可根据前几架机的制造数据来进一步修正。

### 参考文献

- [1] 王云渤. 飞机装配工艺学. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [2] 程宝薰. 飞机制造协调准确度与容差分配. 北京: 国防工业出版社, 1979.
- [3] 盛骤, 谢式千, 潘承毅. 概率论与数理统计. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [4] 张开富. 飞机部件装配误差累积分析与容差优化方法研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.

(责编 深蓝)