

引文格式:梁艳杰,王守川,周新房,等.飞机装配工装测量稳定性分析及控制方法[J].航空制造技术,2025,68(18):114-119.

LIANG Yanjie, WANG Shouchuan, ZHOU Xinfang, et al. Measurement stability analysis and control method of aircraft assembly tooling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(18): 114-119.

# 飞机装配工装测量稳定性分析及控制方法

梁艳杰,王守川,周新房,刘若璇

(中航西安飞机工业集团股份有限公司,西安 710089)

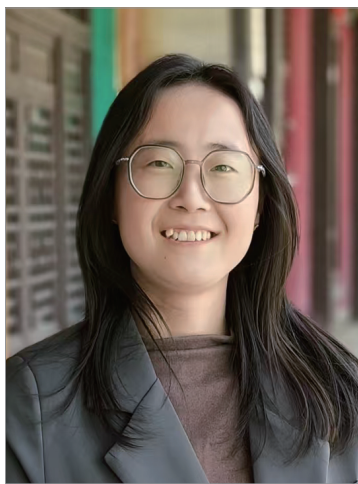
[摘要] 针对飞机装配型架工装受温度影响导致的稳定性差等问题,考虑工装结构设计、装配现场环境等因素,分别对飞机装配工装在不同温度下的空间位置进行测量,并结合数据统计分析,将不同温度下测量的工装位置数据与定检时的位置数据进行对比,研究工装变形规律,明晰工装在不同温度下的热膨胀变形情况,探究引起工装测量稳定性差的关键因素,并提出相应的解决措施与控制方法。采用所提出的改进控制方法后,当温度变化在 $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内时,可满足工装的整体变形量控制在装配要求的公差范围内,验证了所提优化措施对工装稳定性测量的有效性,为飞机装配工装的测量精度及准确性提供参考依据。

关键词:飞机装配;稳定性;温度补偿;热膨胀变形;精确测量

中图分类号:V262.4

文献标志码:A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.18.114



梁艳杰

博士,工程师,主要研究方向为工艺装备数字化转型、智能制造、数据挖掘。

工艺装备(如型架、夹具等)在飞机装配过程中是必不可少的工具,主要用于定位和固定飞机零部件,从而保证飞机的装配精度<sup>[1]</sup>。然而,翼盒装配型架工装具有尺寸大、使用周期长等特点,当温度剧烈变化时,

会引起翼盒工装的热膨胀变形,如钢制材料(尺寸 $30\text{ m}$ )装配工装在温度变化为 $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时的工装变形量可达 $1.8\text{ mm}$ <sup>[2]</sup>,严重影响飞机的装配精度<sup>[3]</sup>。

徐鹏<sup>[4]</sup>针对温度变化对结构件装配影响较大的问题,分析了温度变化对飞机升降铰链装配展向位置的影响,并提出相应的解决方案;张俐等<sup>[5]</sup>分析了飞机装配过程中受环境温度影响的相关因素,提出一种关键测量点的综合热变形误差分析方法;杜坤鹏等<sup>[6]</sup>针对大尺寸装配空间场内温度变化导致的装配过程热变形影响问题,研究了不同材料组合方式的工装在温度变化时的热变形规律。为了克服飞机装配过程中温度影响导致的精度下降问题,大量学者开展了温度补偿的相关研究,张炜<sup>[7]</sup>提出了一种采用钢结构框架和铝膨胀板来进行温度补偿的方式;樊虎等<sup>[8]</sup>在翼盒数字化装配型架中考虑了温

度变化的协调补偿,避免了装配过程中由于温度变化引起型架伸缩而导致的定位精度降低问题。另外,在工装设计过程中,除了需要考虑温度变化导致工装变形的影响外,在工装的安装和使用过程中也需要进行工装的稳定性检测来保证装配精度<sup>[9]</sup>。姜昕彤<sup>[10]</sup>对工装在使用过程中的应变监测及预测技术开展研究,构建全局工装应变场;张宏博等<sup>[11]</sup>从型架模块化特征出发,研究了盒式连接可重构型架稳定性的评估方法,能够简捷、有效地实现型架服役稳定性的评估。

综上所述,研究人员从不同角度开展了大量的工装稳定性分析研究,包括工装使用过程中温度变化导致的定位影响及热变形误差,工装设计中不同设计材料受温度变化的热变形规律及采用温度补偿的结构设计,以及工装使用过程的实时监测与有效的稳定性定检评估方法等。由此

可见工装稳定性在飞机装配过程中的重要性。同时,在工装稳定性分析中,不仅需要考虑工装设计结构及材料,更需要对工装进行定期检测,保证工装在使用过程中的稳定性,从而保证飞机的装配精度。

因此,本文从工装设计材料选型及使用过程测量两个角度,对翼盒装配型架工装的稳定性进行分析,根据工装设计材料及结构特征,分别测量不同温度下的工装 TB 点(Tooling ball,工具球、工装关键定位基准点)空间位置数据,通过数据统计分析、检验工装稳定性,并提出相应的改进措施。

## 1 装配现场环境及工装主体结构

部件总装型架结构为立式围框式工装,主体结构中的上/下梁材料选择钢,其展向采用铝膨胀板,用来补偿温度变化引起的尺寸变化,有效应对温度变化,确保装配精度;下梁与立柱分离,根部利用销进行定位,立柱采用钢结构;上梁为顶面膨胀板,即立式工装上梁的铝膨胀板位置在顶面;靶座为衬套。厂房温度为 8~29 °C,工装位于厂房墙边,空间狭长易形成风流通道,保温效果较差。

以部件的左侧工装为例,工装测量点分布情况为:TB1~TB16 为上梁的测量点, TB17~TB30 为下梁的测量点;其中奇数为工装下翼面的测量点位,偶数为对应的上翼面测量点位;且 TB1、TB2 点靠近尖部方向,其他点依次往根部方向分布,整体分布如图 1 所示。

## 2 基于不同温度测量的工装稳定性分析

针对工装的 30 个测量点位,分别在 15.4 °C、24.2 °C、25.2 °C 3 个温度下测量空间位置坐标,分别标记为第 1 组数据、第 2 组数据、第 3 组数据,将各点在不同温度下的位置坐标

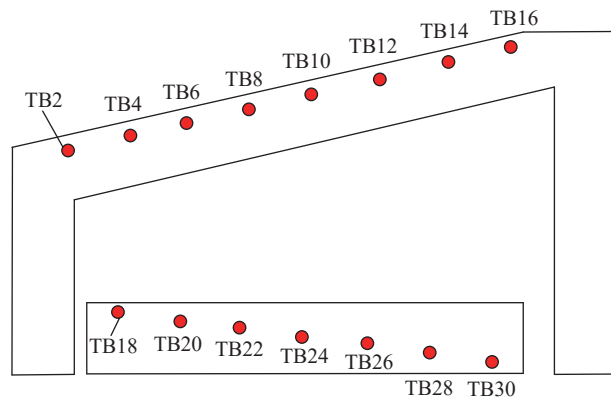


图 1 工装结构及测量点分布示意图

Fig.1 Schematic diagram of tooling structure and measuring point distribution

数据与最近一次定检检测的数据(记为初始值)进行对比,通过监测数据的变化量探究温度变化对各测量点空间位置的影响规律。

### 2.1 上梁各点变化规律分析

对上梁各点在不同温度下相比于初始值的偏差量进行统计分析,结果如图 2 所示。以图 2(a)为例,可以看出,当温度为 15.4 °C 时,上梁 X 方向与初始值的偏移量差距范围为 0.01~0.42 mm,当温度为 24.2 °C 时,上梁 X 方向与初始值的偏移量差距小于 0.1 mm。例如,点 TB12 在 15.4 °C 时的偏移量为 0.417 mm,当温度升高至 24.2 °C 时,偏移量减小至 0.119 mm,总体偏移量减小,但偏移量的变化量为  $(0.119-0.417) \text{ mm} = -0.298 \text{ mm}$ ,即当温度从 15.4 °C 上升到 24.2 °C 时,总体偏移量减小,而偏移量的变化量较大。因此可知,相较于初始值,上梁各点在 X、Y、Z 3 个方向上的偏移量随着温度的升高而逐渐减小。其中,Z 方向的偏移量整体较小,在装配误差的控制范围内;而在 X 和 Y 方向,当室温变化超过 8 °C 时,造成的偏移量变化较大,主要表现为当温度升高时,上梁各点在 X 方向有往负方向偏移的趋势,使各点相较于初始值的总体偏移量减小,在 Y 方向上则有往正方向偏移的趋势,也使各点相较于初始值的总体偏移量减小。

### 2.2 下梁各点变化规律分析

对下梁各点在不同温度下相比于初始值的偏差量进行统计分析,结果如图 3 所示。可以看出,下梁各点随温度变化在 X 和 Y 方向的偏移方向与上梁相反,但在 X、Y、Z 3 个方向的偏移量与上梁的相近。以上翼面为例,对比图 3(a)、(c)和(e),从整体上来说,X 和 Y 方向的偏移量较 Z 方向的偏移量大,如 TB18 在 X 方向的偏移量范围为 -0.124~-0.569 mm(温度范围 15.4~25.2 °C),在 Y 方向的偏移量范围为 0.101~0.305 mm,而 Z 方向的偏移量范围为 -0.052~0.048 mm。当温度变化超过 8 °C 时,偏移量变化较大,表现为下梁各点在 X 方向有往正方向偏移的趋势,如 TB18 在温度为 15.4 °C 时的偏移量为 -0.569 mm,当温度升高至 24.2 °C 时,偏移量减小至 -0.127 mm(图 3(a)),使各点相较于初始值的总体偏移量减小;在 Y 方向有往负方向偏移的趋势,也使各点相较于初始值的总体偏移量减小。

### 2.3 测点相对位置变化规律分析

分别对上梁、下梁及上/下梁各点之间的相对位置变化进行统计分析,探究不同温度下各点之间的相对位置变化情况,结果如图 4 所示。对比图 4(a)和(b)及图 4(c)和(d)发现,上、下梁各相邻测点相对位置没有明显的变化规律,但在不同温度下,

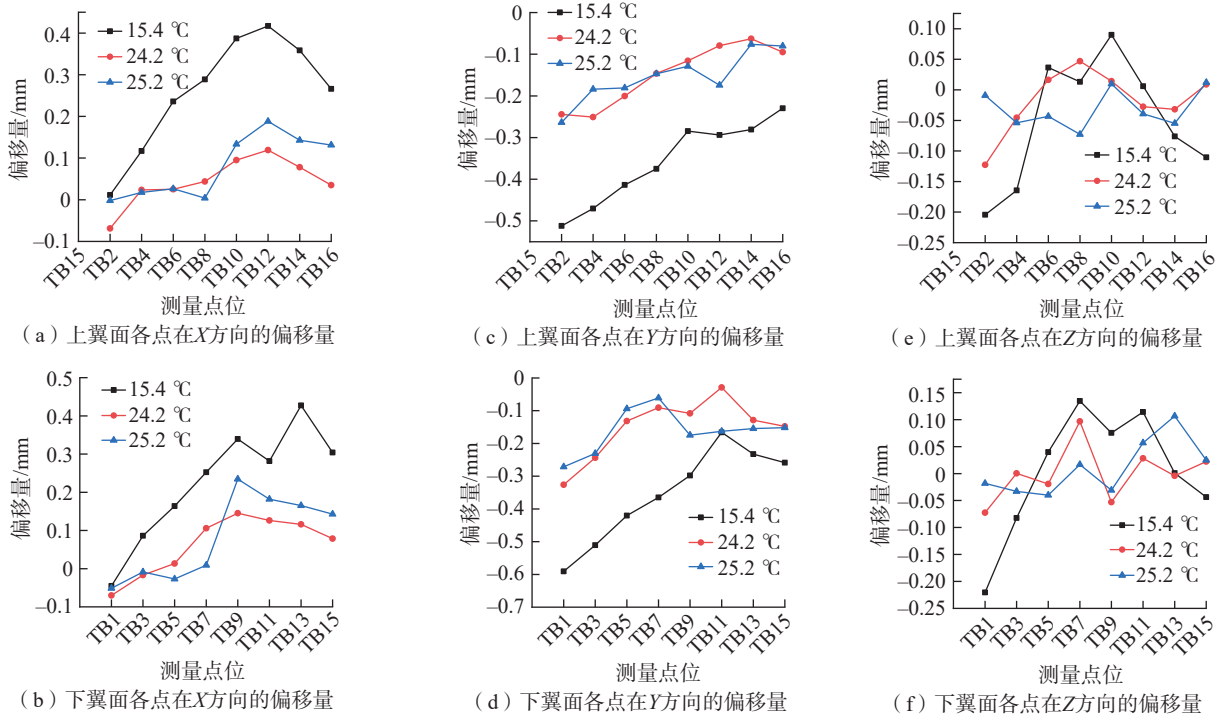


图2 温度对上梁各点偏移量的影响

Fig.2 Effect of temperature on measuring point deviation of upper beam

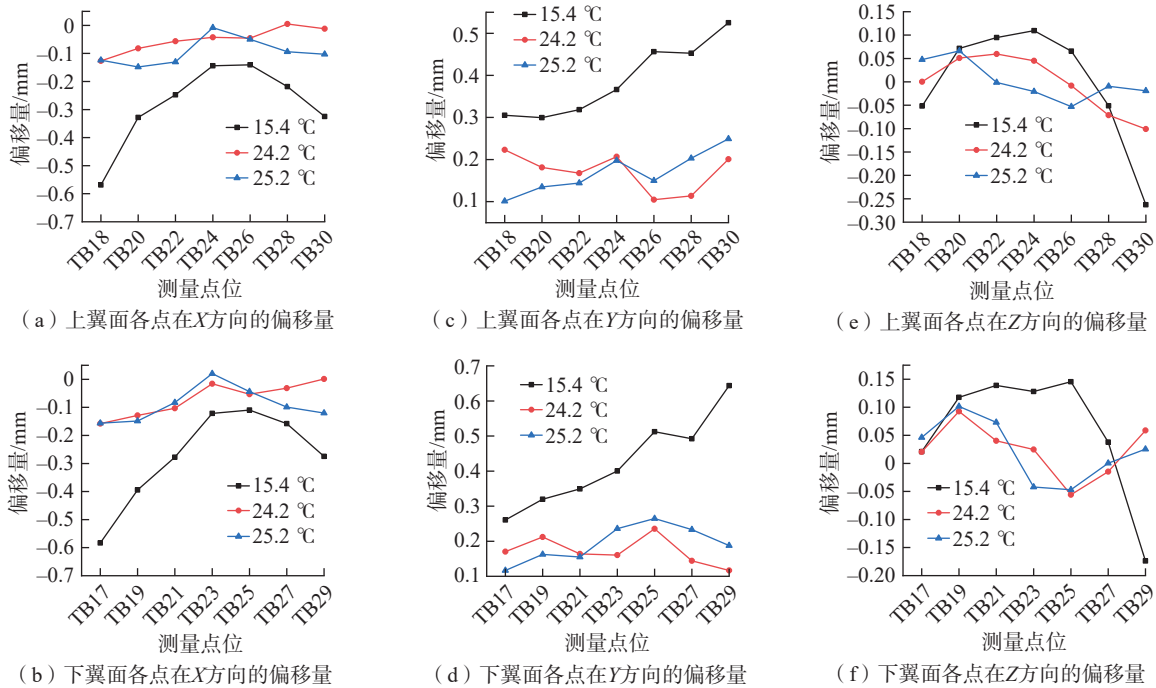


图3 温度对下梁各点偏移量的影响

Fig.3 Effect of temperature on measuring point deviation of lower beam

上、下梁各相邻测点的相对位置变化量不大(0.01~0.1 mm)。结合图4(e)和(f)可知,相较于上、下梁各测点的单独分析结果,上/下梁之间相对位置

在3种温度条件下的变化较大,且根部端头位置变化量最大(TB16~TB30/TB15~TB29),上/下梁整体存在上梁向上偏移、下梁向下偏移的趋势,

且根部端头位置上/下梁对应点的相对位置变化最大(0.1~0.8 mm),工装变形呈现为上梁根部与下梁尖部的对角拉伸扭曲变形。

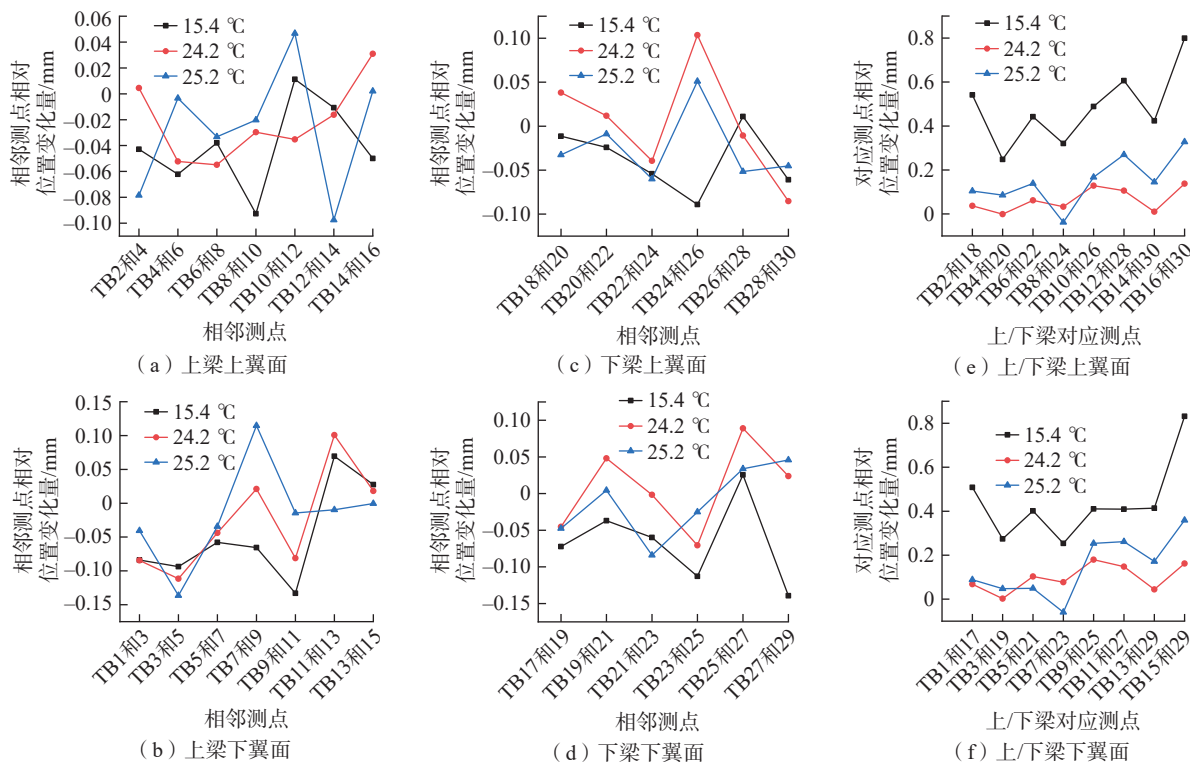


图4 各测点相对位置随温度的变化量

Fig.4 Variation of relative position of each measuring point with temperature

### 3 工装测点位置变化原因分析

(1) 材料因素。 $Y$ 向(展向)上/下梁采用与产品材料一致的铝合金,热膨胀系数为 $2.4 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ ;  $X$ 向(航向)立柱采用碳钢结构,热膨胀系数为 $1.2 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ ;上、下梁立柱支撑位置是地基混凝土,热膨胀系数为 $0.8 \times 10^{-5} \sim 1.2 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ 。建系时采用铝合金进行热膨胀系数设定,  $Y$ 向与  $X$ 向的热膨胀系数存在 $1.2 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ 的差距,在温度差距较大时将对测点的偏移量产生显著影响,且该处属于最高点,其他位置逐渐降低,即工装测点的偏移极限范围为 $0.5 \sim 0.7 \text{ mm}$ ,属于正常情况。

(2) 结构因素。 $Y$ 向端头上/下膨胀板的固定结构位置距离立柱的距离不一样,上梁膨胀板与立柱距离约 $3.8 \sim 5.3 \text{ m}$ ,下梁膨胀板与立柱距离约 $2.2 \sim 3.7 \text{ m}$ ,分别以上/下梁膨胀板的固定结构位置为基准,则上/下

梁基准点起始位置的钢铝膨胀距离误差大小可以通过上/下梁膨胀板与立柱距离之差获得,即为 $(3.8-2.2) \text{ m}$ 或 $(5.3-3.7) \text{ m}=1.6 \text{ m}$ 。按照极限误差计算,  $Y$ 向偏差约为 $1.2 \times 10^{-5}/^{\circ}\text{C} \times 1600 \text{ mm} \times 20^{\circ}\text{C}=0.384 \text{ mm}$ ,同时由于工装区域内非线性温差及斜梁结构对  $Y$ 向上/下梁的影响,  $Y$ 向的实际偏差变化值更大。

(3) 测量附件因素。测量衬套结构易磨损,同时根据热胀冷缩原理,在极冷条件下,衬套的内径最小,此时靶标座桅杆插入困难,操作工人很大概率会进行铰扩孔操作,在极热情况下,孔销会产生一定的配合公差,原为过渡配合,但铰孔后一般会增加 $0.02 \sim 0.05 \text{ mm}$ 的孔径偏离误差,造成测量误差,从而影响工装测点位置坐标。

(4) 温度因素。由于厂房空调数量较少,且厂房狭长,易形成通道气流风,工装布置在墙边,墙体保温效果差,因此工装易受环境温度变化

的影响且波动幅度较大。在极冷天气测量建系时,将烤灯放置在工装型架中间位置对工装进行烘烤升温,待局部温度达到下限温度(约 $15^{\circ}\text{C}$ )时进行测量建系,但由于传热距离的影响,此方法的受热均匀性较差,工装大范围内的温度存在较大的非线性关系,可能对工装测量误差带来不利影响。因此,可选择激光跟踪仪测量,从而进行单一温度补偿。

(5) 基准因素。由于工装结构存在热膨胀,基准的选择会影响相对基准的膨胀量值。若基准选择在两个端头处,则一端相对另一端的膨胀量为膨胀板总长;若基准设置在中间位置,则两端头相对中间基准的膨胀量减半。

## 4 解决措施及改善效果

### 4.1 解决措施

(1) 按架次标定。此方式在目前的几次装配及其他对接装配等工况中已进行验证,是可行的;同时由

于某型飞机目前产量极低,可优先按照此方式进行标定。

(2) 工装结构完善。根据工装位置变化原因的分析,改善基准点位置,将上/下梁热膨胀基准点在Y向的位置进行统一或使接近;基于X向的钢铝差异,研究立柱钢结构转局部铝结构热膨胀支撑的结构形式,并进行原理性设计与试用验证;将工装上/下梁ERS衬套局部关键控制点改为磁吸座,只要切屑、粉尘清理及时、干净,则重复定位的精度非常高,附件误差可视为0,从而消除测量附件误差。

(3) 温度控制。将工装位置更换至温度变化较小的区域;或增加翼盒装配区域局部温度的控制能力,对区域进行隔离以减少狭长区域的空气流动,并强化区域内空调的温度调控能力;尝试进行3~4次装配过程的非烤灯加温测量试验,并与加温测量建系数据进行对比,若去除非线性温度影响依靠跟踪仪线性补偿的方式是可行的,也可以不加温直接建系测量。

(4) 基准调整。该工装采用传统装配工艺方法,如果考虑热膨胀固定基准调整至膨胀板中间位置,则可能产生两方面影响:上/下梁装配定位基准外移,装配过程中可能产生装配定位偏差,因而需增加两处上/下梁端头的修配操作;由于装配过程有一致性的要求,上/下梁与端侧对接面的配合可能会增加一部分误差,因此,若采用基准调整,则需要进行装配工艺评估,对装配过程试验进行验证,如果影响较小,则可以调整膨胀板固定基准以改善测量误差。

(5) 误差重新分配。参照目前同类型钢制基准工装结构情况可知,产品质量均合格,产生误差的最大可能原因是部件整体公差、上/下梁整体相对位置公差实际要求不高,但上/下梁相对位置通过工装膨胀板完全可以得到保证,因而产生了误

差。据此,根据误差分配原则,重新定义装配全局的坐标系与上/下梁局部坐标系的精度,则现有方案可以满足。

#### 4.2 改善效果

对工装的热膨胀固定基准进行调整,并利用空调对工装所在区域的厂房温度进行控制(温度变化控制在5℃以内),在温度为20℃时,利用激光跟踪仪对工装上/下梁各测点的空间位置进行再次测量,分析了工装各测点位置与定检时的位置变化情况,如图5所示。可以看出,改进后各测点在X和Y方向的偏移量均减小,其中X方向的偏移量控制在0.1329 mm以下,Y方向的偏移量控制在0.1982 mm以下,满足工装装配要求。由此可知,通过调整基准及控制温度变化,工装的整体变形量在公差范围内,满足装配技术要求,说明当前优化措施对工装稳定性测量具有一定的改善。

## 5 结论

(1) 本文针对具备上/下梁及立柱主体采用钢、基准系统与铝材定位器工艺设计特点的围框类工装稳定性问题,通过数据统计分析了工装随温度变化的热膨胀变形规律,其变形情况与实际工况相同,验证了本文数据分析过程及结果的可靠性。

(2) 基于分析结果,发现该类型的装配工装随温度变化的热膨胀变形量较大,且由于基准系统自身在X和Y方向的材料不一致,导致温度变化时测量点位存在较大的理论偏差,致使测量稳定性较差。

(3) 通过分析引起工装测量稳定性差的关键因素,从装配过程标定方式、工装结构设计的膨胀板材料、温度控制及误差分配等角度提供了相应的改进和控制措施,为装配型架类工装的测量稳定性分析和精确控制提供理论方法和依据。

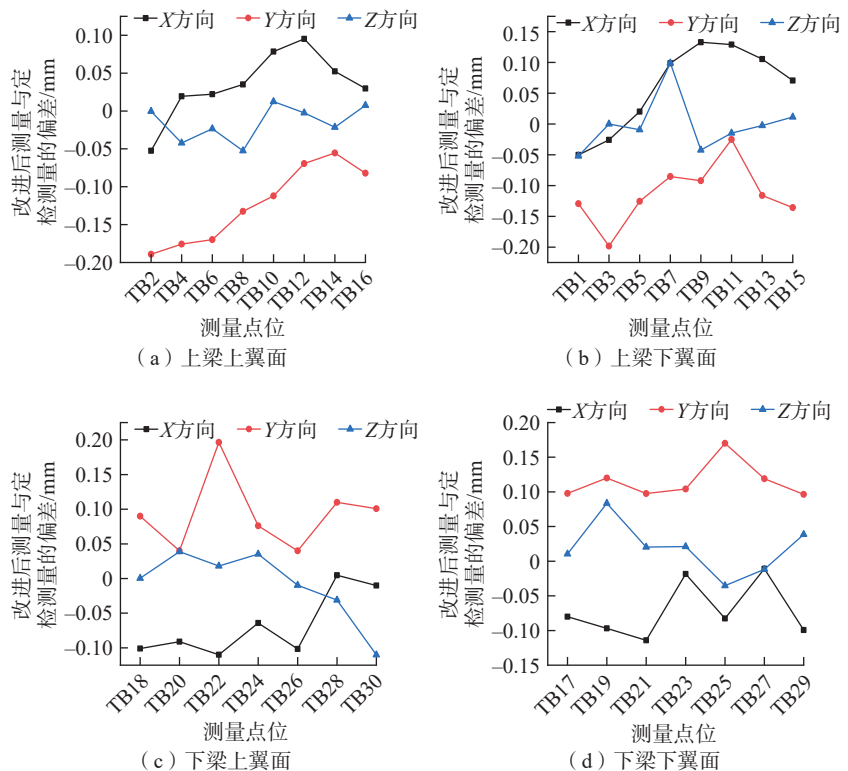


图5 改进后各测点位置与定检时位置的偏差量  
Fig.5 Deviation between positions of each measuring point and periodic check after improvement

## 参考文献

- [1] 郭飞燕, 刘检华, 肖庆东, 等. 数字化装配工装工作状态监测评估及适应性控制技术[J]. 航空学报, 2023, 44(16): 427914.
- GUO Feiyan, LIU Jianhua, XIAO Qingdong, et al. Monitoring and evaluation of working condition and adaptive control technology for digital assembly tooling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(16): 427914.
- [2] 杨宝旒, 俞慈君, 金涨军, 等. 激光跟踪仪转站热变形误差建模与补偿方法[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 3155-3164.
- YANG Baoliu, YU Cijun, JIN Zhangjun, et al. Thermal deformation error modeling and compensation approach for laser tracker orientation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 3155-3164.
- [3] 李婷, 李建双, 缪东晶, 等. 温度条件对大尺寸测量装置精度影响的研究[J]. 计量学报, 2019, 40(6): 975-979.
- LI Ting, LI Jianshuang, MIAO Dongjing, et al. Study of temperature states influence on the accuracy of large size measuring devices[J]. Acta Metrologica Sinica, 2019, 40(6): 975-979.
- [4] 徐鹏. 温度变化对飞机翼面类结构装配的影响研究[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(5): 60-63.
- XU Peng. Study of effect of temperature on aircraft wing structure assembly[J]. Machine Building & Automation, 2019, 48(5): 60-63.
- [5] 张俐, 王炜辰. 基于飞机装配的热变形误差分析方法[J]. 机械工程与自动化, 2017(1): 4-6.
- ZHANG Li, WANG Weichen. Thermal deformation errors analysis method based on aircraft assembly[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2017(1): 4-6.
- [6] 杜坤鹏, 刘琦, 杨亚鹏, 等. 超空间温度变化对飞机装配协调精度的影响规律[J]. 科学技术与工程, 2024, 24(14): 6089-6098.
- DU Kunpeng, LIU Qi, YANG Yapeng, et al. Influence of temperature change in super large space on the coordination accuracy of aircraft assembly[J]. Science Technology and Engineering, 2024, 24(14): 6089-6098.
- [7] 张炜. A319 机翼总装型架数字化设计技术[J]. 航空制造技术, 2012, 55(1/2): 81-85.
- ZHANG Wei. Digital design technology for A319 wing final assembly fixture[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(1/2): 81-85.
- [8] 樊虎, 杨靖雯. 机翼翼盒数字化装配关键技术应用研究[J]. 科学技术创新, 2020(26): 71-72.
- FAN Hu, YANG Jingwen. Research on application of key technologies in digital assembly of wing box[J]. Scientific and Technological Innovation, 2020(26): 71-72.
- [9] 王巍, 林博文. 可移动柔性工装对接稳定性研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(1/2): 34-38.
- WANG Wei, LIN Bowen. Research on docking stability of movable flexible tooling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(1/2): 34-38.
- [10] 姜昕彤. 飞机装配过程中工装应变监测及预测技术研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2020.
- JIANG Xintong. Research on tooling strain monitoring and forecasting technology during aircraft assembly[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020.
- [11] 张宏博, 郑联语, 王艺玮. 基于模块服役状态的盒式连接可重构型架稳定性评估方法[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 424180.
- ZHANG Hongbo, ZHENG Lianyu, WANG Yiwei. Stability evaluation method for box-joint reconfigurable jig based on module service state[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 424180.

## Measurement Stability Analysis and Control Method of Aircraft Assembly Tooling

LIANG Yanjie, WANG Shouchuan, ZHOU Xinfang, LIU Ruoxuan  
(AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China)

**[ABSTRACT]** Aiming at the poor stability caused by temperature variation of aircraft assembly equipment, the spatial position of assembling equipment at different temperatures was measured considering the factors such as tooling structure design and assembly site environment. Based on statistical analysis of data, the position data of tooling at different temperatures was compared with those at periodic check and thermal expansion deformation of the equipment was obtained. The key factors causing poor measurement stability of the tooling were explored, and the corresponding solutions and control methods were put forward. According to the improved control method proposed in this study, when the temperature change is within 5 °C, overall deformation of the assembly tooling can be controlled within the tolerance range required by assembly, verifying effectiveness of the proposed optimization measures for stabilizing measurement of tooling and providing reference basis for measurement accuracy and precision of aircraft assembly tooling.

**Keywords:** Aircraft assembly; Stability; Temperature compensation; Thermal expansion deformation; Accurate measurement

(责编 向阳)