

引文格式: 耿育科. 基于多场扰动的飞机装配工装目标精度机理探索[J]. 航空制造技术, 2022, 65(18): 14-22.

GENG Yuke. Mechanism research on target accuracy of aircraft assembly tooling based on multi-factor disturbance[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(18): 14-22.

# 基于多场扰动的飞机装配工装目标精度机理探索

耿育科

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

[摘要] 针对飞机装配工艺装备的目标精度来源、影响因素等进行了详细分析,对目标精度的设计方法进行了描述,对其影响因素和重要程度分别进行了数据定量分析和定性分析,并针对不同影响因素给出了对应处理措施。对各项影响因素在应对措施下消除的可能性进行了个例研究和分析,从理论上对装配工装目标精度进行定量分析,并在某机型装配工装设计中进行了应用,初步为统一量化的装配工装工程精度分析探索了一条清晰路径。对目标精度的相关影响因素分析为飞机装配工装设计阶段的目标精度设计与预测、工装故障阶段的目标精度成因分析提供了参考。

关键词: 装配工装; 容差系数; 目标精度; 变形; 结构; 地基; 温度

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2022.18.014



耿育科

研究员级高级工程师, 硕士, 主要研究方向为大型飞机部、总装数字化装配集成技术。

飞机装配工艺装备(简称装配工装)是指在完成产品从组件到部

件以及总装装配过程中,用于控制其几何参数并具有定位功能的专用装备<sup>[1-4]</sup>。装配工装目标精度是装配工装质量优劣的关键评判依据,合理的目标精度设计可以有效降低装配工装研制成本。装配工装目标精度主要根据产品设计精度、产品零组件精度、工装加工安装设备精度等进行综合评估。目前,装配工装目标精度设计基于经验设计原则,缺乏定性和定量的数据支撑和分析方法,缺少对目标精度影响因素的研究,尚未开展对目标精度影响重要程度的定量分析<sup>[5-10]</sup>。随着各种新型飞机技术要求的提高和数字化测量技术的发展,特别是高于 0.1 mm/10 m 精度的装配工装研制需要,结合工程实际经验和理论分析对装配工装目标精度设计进行定性定量分析显得尤为迫切。

本文主要针对目标精度的相关影响因素进行探讨,总结了目标精度的设计方法,对部分影响因素进行了定量分析。将影响因素按照重要程度排序后,分别进行了应对措施分析。本研究结果有助于飞机装配工装目标精度的定性定量分析,为实现飞机高精度装配提供支撑。

## 1 目标精度的设计方法

装配工装目标精度是与产品直接连接或接触的工装定位点、孔、轴、面、曲面等的结构精度,包含过程精度、转接误差、最终的目标测量精度。过程精度是最终安装测量前工装制造、安装误差的集合,而通常描述的装配工装精度指的是目标精度。根据飞机型号的性能需求和制造能力确定产品设计精度,根据产品制造过程、产品测量结果和工装

性能进行容差分配以确定装配工装目标精度,根据装配工装最终安装测量结果和其他制造影响因素分配过程精度。对于装配工装特别是大型装配工装在设计中的各个目标精度影响因子,采用均方根法可能会遗漏部分极端情况,而最大值叠加的集合法更加适合工装精度控制要求。据此,装配工装精度公差设计过程可按照式(1)~(3)进行表达。装配对象产品精度构成如式(1)所示。

$$T_p = \sum \{f_{\max-as}, T_{tr}, T_{pr}, T_{pm}\} \quad (1)$$

目标精度构成及与装配对象产品精度分配关系如式(2)所示。

$$T_{tr} = \sum \{T_c, T_t, T_m\} = \alpha \cdot T_p \quad (2)$$

过程精度组成如式(3)所示。

$$T_c = \sum \{f_{\max-s}, f_{\max-f}, E_m, E_T, E_v\} \quad (3)$$

式中,  $T_p$  为产品设计精度;  $f_{\max-as}$  为装配应力变形;  $T_{pr}$  为产品零组件制造误差;  $T_{pm}$  为产品装配测量误差;  $T_{tr}$  为装配工装目标精度;  $T_c$  为过程精度;  $T_t$  为转接精度;  $T_m$  为安装测量精度;  $\alpha$  为飞机产品制造容差分配系数;  $f_{\max-s}$  为在工装自身载荷及产品动载荷情况下的工装结构最大变形;  $f_{\max-f}$  为地基沉降引起的最大变形;  $E_m$  为零组件制造误差;  $E_T$  为温度影响的热膨胀误差;  $E_v$  为振动误差。

在装配工装目标精度的设计过程中,通常有  $\alpha$  容差系数和  $T_{tr}$  目标

精度设定两种方法,  $\alpha$  容差系数主要用于精度不确定的通用设计,  $T_{tr}$  目标精度则是基于设备精度的经验设计。

### 1.1 容差系数 $\alpha$

在产品设计精度  $T_p$  确定情况下,  $T_{tr}$  主要通过容差系数  $\alpha$  调整进行确定,即在容差分配阶段削减  $f_{\max-as}$ 、 $T_p$ 、 $T_{pm}$  相对占比来调整  $\alpha$  系数。根据测量关于对象与测量设备 1/4 的不确定度要求<sup>[11]</sup>及飞机制造装配工装公差设计要求<sup>[12]</sup>和各主机厂工装工程设计经验,可以认为  $\alpha=1/3\sim 1/5$  是一个合适的比值<sup>[13]</sup>,该比值在装配工装设计过程中常用,但属于一个较为宽泛的界定值,在加工、安装、测量设备限制情况下的大尺寸高精度飞机产品装备中不完全适用,无法根据装配工装类别和实际工况对  $f_{\max-as}$ 、 $T_p$ 、 $T_{pm}$  等影响因子进行量值调整。针对某型机开展的 200 余套部组件,在总装装配过程中为保证  $T_p$ ,对最终目标的装配工装超差故障处理探索验证,获得了该机型的  $\alpha$  参数设计取值范围,如表 1 所示。

### 1.2 目标精度设定

$T_{tr}$  确定的另一种方法,是以目前加工、测量设备所能达到的最大精度进行设定。 $T_{tr}$  设定大都参照双支梁最大许用挠度<sup>[14]</sup>,这种目标精度设定一般在不考虑  $f_{\max-f}$ 、 $E_m$ 、 $E_T$ 、 $E_v$  情况下进行结构刚强度分析,有  $T_{tr} \approx T_c \approx f_{\max-s}$ 。一般情况下,目标精

度设定值不能超出  $\alpha$  容差系数分配所得的  $T_{tr}$  值,以图 1 的常见装配工装为例,按照工程经验及双支梁力学计算分析,其通用设定方法如表 2 所示。

## 2 影响因素的定量分析

根据式(2)和(3)可知,影响装配工装目标精度的主要因素包含结构、地基、振动、温度、测量、转接、零组件制造等。以某飞机部件装配厂房的装配工装为例,不同结构类别的装配工装对  $T_c$  的影响因素控制需求也不同,该厂房的装配工装  $T_c$  的影响因素控制需求分析如表 3 所示,不同区域不同类型装配工装分布如图 2 所示,根据目前常见装配工装设计经验可以对部分因素进行定量分析。

### 2.1 结构最大变形 $f_{\max-s}$

装配工装刚度设计相对较为成熟,目前主要设计手段是结构力学理论计算和有限元力学分析,但不同设计人员对边界条件和工况的理解、对理论知识掌握程度、工程设计经验不一,从而使计算结果存在差异。另外,由于研制阶段装配工装设计周期非常紧张,部分装配工装采用经验设计而不进行力学分析,也会造成结构变形超出设计预想范围。

以图 3 某机型装配工装静态框架、悬臂定位器、旋转框架结构等易出现结构变形的场景为例,根据某机型中受  $f_{\max-s}$  影响的翼盒总装、框装配、襟翼装配等 13 项装配工装的 结构变形和超差工装的测量结果,结合该机型的装配工装总量,统计获得如表 4 所示  $f_{\max-s}$  超差概率。可知,由

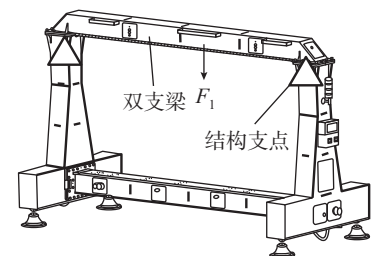


图 1 工装双支梁场景

Fig.1 Tooling double-supported beam scene

表 1 不同场景下的容差系数  $\alpha$  取值

Table 1 Values of tolerance coefficient  $\alpha$  under different conditions

飞机产品精度对象类别	容差系数 $\alpha$ 的参考值	$\alpha$ 可调整区间
协调部位及交点	<1/5	1/5~1/3
位置、外形、非关键交点	<1/3	1/3~1/2
精度受加工测量设备限制,对产品工序过程进行控制,控制 $T_p$	<1/2	1/2~3/4
外形、交点精度受加工、测量设备限制,采用产品修配或末端结果测量手段进行补偿,控制 $f_{\max-as}$ 、 $T_p$ 、 $T_{pm}$	<3/4	3/4~1
常规外形目标精度,不考虑 $f_{\max-as}$ 、 $T_p$ 、 $T_{pm}$	<1	—
非基准及对接边界且不影响流线外形或最终飞机外形控制精度的局部点状超差,不考虑 $f_{\max-as}$ 、 $T_p$ 、 $T_{pm}$	>1	—

表2 双支梁 $f_{\max-s}$ 目标设定参数表( $f_{\max} \approx f_{\max-s}$ )

Table 2 Target setting parameters table for double-supported beam  $f_{\max-s}$  ( $f_{\max} \approx f_{\max-s}$ )

载荷类别	载荷方向	挠度 $f_{\max}/\text{mm}$	应用场景	应用状态	不适合场景
梁自重	侧向	$0.025L^2$	用于根据型架梁长度 $L$ (m) 选定截面惯性矩, 然后按加载荷进行刚度校核	自自主作用向下, 侧向受力小	指标无实际应用
	向下	$0.01L^2$		静态结构装配工装常用自重载荷作为计算依据	翻转类不适用
后加荷载	向下	0.1	用于产品精度要求较高的型架	按安装测量设备精度和产品对象需求精度设定	考虑 $f_{\max-f}$ 、 $E_m$ 、 $E_T$ 、 $E_v$ 时需要引入容差系数, 特别是 $E_T$ ; 对超尺寸范围测量精度低于目标精度不适用
		0.2	用于产品精度为一般要求的型架		
		0.3	用于产品精度要求较低的夹具		

表3 某部装厂房不同类别装配工装 $T_c$ 影响因素控制需求

Table 3 Control demand of  $T_c$  influencing factors for different types of assembly tooling in an assembly plant

厂房区域	面积/ $\times 10^4 \text{ m}^2$	占比/%	$f_{\max-s}$ 需求	$f_{\max-f}$ 需求	$E_m$ 、 $E_T$ 、 $E_v$ 需求
总面积	3.64	—	—	—	—
整体工装区域	1.9	52	需要	—	—
动力设备区域	0.17	5	需要	需要	—
离散及中小型装配工装区域	0.57	15	需要	需要	—
超大型装配工装区域	1	27	需要	需要	需要

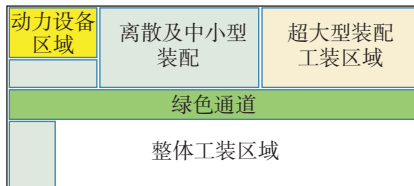
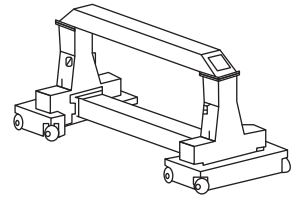


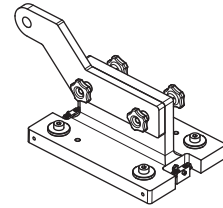
图2 某部装厂房不同区域不同类型装配工装分布

Fig.2 Layout of different types of assembly tooling in different areas of an assembly plant

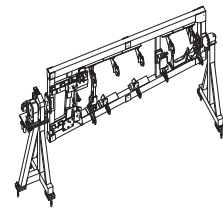
于在设计中采用经验公式并进行了有限元分析计算, 因此一般情况下大多数装配工装满足 $f_{\max-s}$ 超差要求, 飞机型号装配工装 $f_{\max-s}$ 变化超差属于偶发因素。受结构变形分析能力、设计预置的理论边界工况设定与实际边界工况差异、制造符合性等因素影响, 在固定结构、翻转结构、复杂外载等方面的装配工装出现少量 $f_{\max-s}$ 超差情况, 通过分类清晰的分析方法和个例数据统计, 能够为分离实测 $f_{\max-s}$ 超差结果影响因素和量值提供



(a) 静态框架



(b) 悬臂定位器



(c) 旋转框架结构

图3 某机型装配工装静态框架、悬臂定位器、旋转框架结构  
Fig.3 Static frame, cantilever positioner, rotating frame structure of aircraft assembly tooling

表4 某机型装配工装 $f_{\max-s}$ 概率

Table 4 Probability of assembly tool  $f_{\max-s}$  for certain model

类别	分析方法	常见场景	$f_{\max-s}$ 超差工装在装配工装总量中占比/%	超差最大值
固定结构变形	静态结构刚度变形	经力学分析的装配工装结构极少出现变形超差, 分析能力不足和边界工况不合理占多	0.5	0.1~0.5 mm
翻转结构变形	翻转正反过程的梁自重变形叠加	翻转过程容易出现, 边界工况设置不合理和制造符合性占多	1	0.8 mm/3 m~6 mm/6 m
复杂外载变形	加载过程前、中、后变形叠加	大悬臂定位器易出现配合间隙及悬臂变形, 分析能力不足和边界工况不合理占多	2	0.5~5 mm/1 m
变形符合要求	结构力学计算和有限元力学分析	适合各装配工装, 相对工装安全系数允许范围内的精度冗余、力学分析正确、加工能力达到要求的情况下, $f_{\max-s}$ 极少出现超差	96.5	<0.12 mm

一定参考依据。

## 2.2 地基沉降最大变形 $f_{\max-f}$

类似切削加工机床, 装配工装中

的离散型、超大型装配工装精度受地基影响较大。地基与装配工装结构区别是其为混凝土、钢筋等组成的复

合结构,其结构支撑受地下水、岩层等影响较大,其结构内部受混凝土冷凝、徐变等影响较大,其沉降变形受钢筋/水泥/鹅卵石比例、水泥牌号、地基结构等影响<sup>[15]</sup>。

以图4的某机型外翼架外站位整体尺寸区域350 mm厚度钢筋混凝土整体地基为例进行沉降试验数据观测。按照预设方案,外翼架外站位区域地面按照全翼盒形状共布置25个试验测量基准点,连续3 d选取温差较大的不同时段,采用莱卡激光

跟踪仪 AT960 共进行4次测量,进行数据拟合比对分析得到 $f_{\max-t}$ 数值,

如表5所示。根据该机型外翼架外装配工装1.2 mm的 $T_p$ ,结合激光测

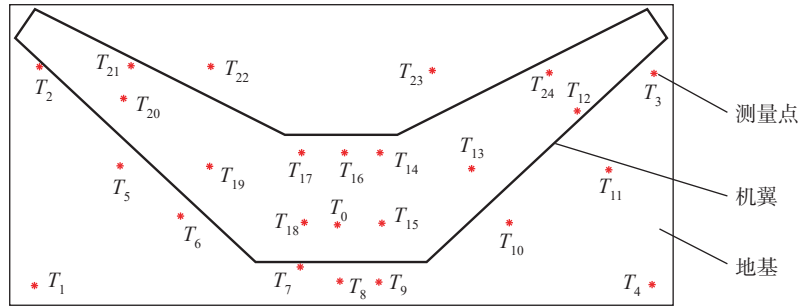


图4 外翼架外站位地基稳定性观测试验

Fig.4 Observation test on foundation stability of wing auxiliary assembly station

表5 外翼架外区域地基4次数据对比分析

Table 5 Comparative analysis on four data for foundation of wing auxiliary assembly jig

点位序号	1次测量坐标/mm			2次测量坐标/mm			两点偏差/mm			$f_{\max-t}/\text{mm}$
	$X_1$	$Y_1$	$Z_1$	$X_2$	$Y_2$	$Z_2$	$\Delta X$	$\Delta Y$	$\Delta Z$	
$T_0$	24351.2	4863.18	1.1	24351.24	4863.13	0.94	0.04	-0.05	-0.16	0.17
$T_1$	0	0	0	-0.06	-0.21	0.44	-0.06	-0.21	0.44	0.49
$T_2$	353.04	17613.31	0	351.86	17611.43	-1.65	-1.18	-1.89	-1.65	2.77
$T_{20}$	7124.9	14958.94	-10.52	7124.65	14958.7	-10.12	-0.25	-0.23	0.4	0.53
$T_{21}$	7762.63	17650.08	-3.76	7762.85	17650.41	-3.44	0.22	0.33	0.32	0.51
$T_{19}$	14076.27	9586.01	-0.38	14076.33	9586.11	-0.41	0.06	0.1	-0.02	0.12
$T_6$	11737.11	5543.51	-5.32	11737.12	5543.64	-5.5	0.01	0.12	-0.17	0.21
$T_5$	6928.77	9584.91	-8.54	6928.84	9585.12	-8.1	0.07	0.21	0.44	0.49
$T_{18}$	21643.23	4995.64	3.47	21643.25	4995.64	3.37	0.02	0	-0.11	0.11
$T_7$	21354.38	1436.52	2.96	21354.35	1436.49	2.76	-0.03	-0.03	-0.2	0.21
$T_{16}$	24826.43	10592.05	-0.69	24826.49	10592.01	-0.66	0.06	-0.03	0.03	0.07
$T_{17}$	21480.43	10606.1	3.84	21480.51	10606.1	2.01	0.08	0	-1.84	1.84
$T_{14}$	27764.19	10578.26	-0.6	27764.29	10578.22	-0.58	0.1	-0.05	0.01	0.11
$T_{15}$	27856.34	4932.84	0.47	27856.34	4932.79	0.32	0	-0.05	-0.15	0.15
$T_9$	27612.33	211.86	2.32	27612.29	211.79	2.09	-0.04	-0.07	-0.23	0.25
$T_8$	24580.33	234.13	2.05	24580.3	234.08	1.81	-0.03	-0.05	-0.24	0.25
$T_{10}$	38104.1	5014.3	2.89	38104.15	5014.14	2.94	0.05	-0.16	0.05	0.18
$T_4$	49622.79	0	0	49622.81	-0.52	0.87	0.02	-0.52	0.87	1.01
$T_{11}$	46080.89	9227.6	-1.1	46080.91	9227.62	-0.62	0.02	0.02	0.47	0.47
$T_{12}$	43557.27	14003.93	-2.29	43557.23	14003.99	-2.18	-0.04	0.07	0.11	0.13
$T_{24}$	41269.4	17049.18	5.94	41269.33	17049.34	6.45	-0.07	0.16	0.5	0.53
$T_3$	49805.23	16951.24	14.79	49804.93	16951.8	14.16	-0.3	0.56	-0.62	0.89
$T_{23}$	31892.64	17180.29	-1.58	31892.74	17180.25	-1.61	0.09	-0.04	-0.04	0.11
$T_{22}$	14101.84	17551.36	-3.56	14101.79	17551.37	-3.3	-0.06	0.01	0.25	0.26
$T_{13}$	35073.3	9354.3	3.77	35073.34	9354.22	3.65	0.04	-0.08	-0.12	0.15

量 0.2 mm/30 m 的设备精度,并按照系数  $\alpha$  在 1/5~3/4 两个边界要求,可以得到  $T_{tr}$  的下限和上限分别为 0.2 mm 和 0.8 mm,如图 5 所示。需要指出的是,该基础由于厚度较小、建设时间短且受地下水影响,多方面因素导致  $f_{\max-f}$  数值变化呈不规律状态,近一半测点的  $f_{\max-f}$  数值超过工装 0.2 mm 的  $T_{tr}$  设定。综合来看,虽然  $f_{\max-f}$  与  $f_{\max-s}$  都属于机械结构变形,但是当地基薄弱、混凝土养护期内处于非稳定状态时,将产生较大的  $f_{\max-f}$  数值属于必然因素。

### 2.3 振动误差 $E_v$

振动是影响装配工装精度的重要因素,可以通过结构和空气传播。装配工装存在内外部相关的铣切、制孔、人员走动、运输车辆行驶、吊运等振动影响。通过激光跟踪仪定检或出现故障时的测量,以某制孔机器人及切削机床区域的装配工装运行 1 年的振动统计数据为例,该区域各类振动对装配工装的影响  $E_v$  概率和量值如表 6 所示。根据该个例分析来看,振动传播的实体结构距离越远、振动频率越小,对工装精度影响越小,而且在振动消除时  $E_v$  也随之消失。但在装配或测量过程中,可能出现振动不可逆转的  $E_v$  变化,所以在装配工装精度设计时振动是必然考虑因素。

### 2.4 温度影响 $E_T$

飞机装配厂房面积一般在 5000~

50000  $m^2$  之间,空间净高度在 10 m 以上,采用常规空调控制温度变化难度较大。2020 年全年在某地两个采

用射流空调进行温度控制的布置装配工装的厂房,针对两个不同机型封闭区域的翼盒装配工装(图 6)进行

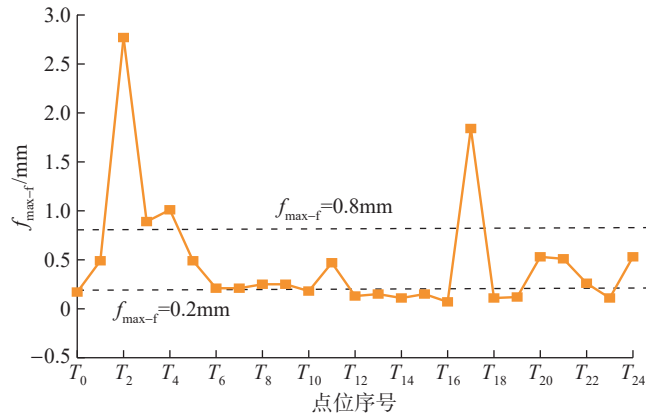


图 5 不同测点处地基沉降引起的最大变形

Fig.5 Sedimentation induced deformation at different measuring points

表 6 某机型装配工装  $E_v$  概率

Table 6  $E_v$  appearance probability of assembly tool of a certain model

类别	常见场景	$E_v$ 概率 / %	出现过的 $E_v$ / mm	距离	频率	恢复性
切削机床	站位地基有隔振处理,站位外 10 m 有 1 台 1.2 m 加工宽度的 5 坐标铣床正进行零件加工	0.2	0.2~0.5	远	大	可恢复
	站位内的切削加工	1	0.1~0.3	近	中	可恢复
制孔铆接	制孔机床的运行及制孔铆接	10	0.05~0.2	近	中	可恢复
	站位内的气动工具制孔铆接	90	0.02~0.1	近	小	可恢复
人员扰动	人员在型架上走动	5	0.1~0.5	近	中	可恢复
	工作梯与型架有接触或连接	10	0.1~0.5	近	中	可恢复
运输车辆	产品物料零组件、工装定位件运输	100	可忽略	中	小	可恢复
桁吊吊运	产品上下架	100	可忽略	远	中	可恢复
可卸拆装	定位器拆装(旋转、搬离、吊运)	100	可忽略	近	小	可恢复

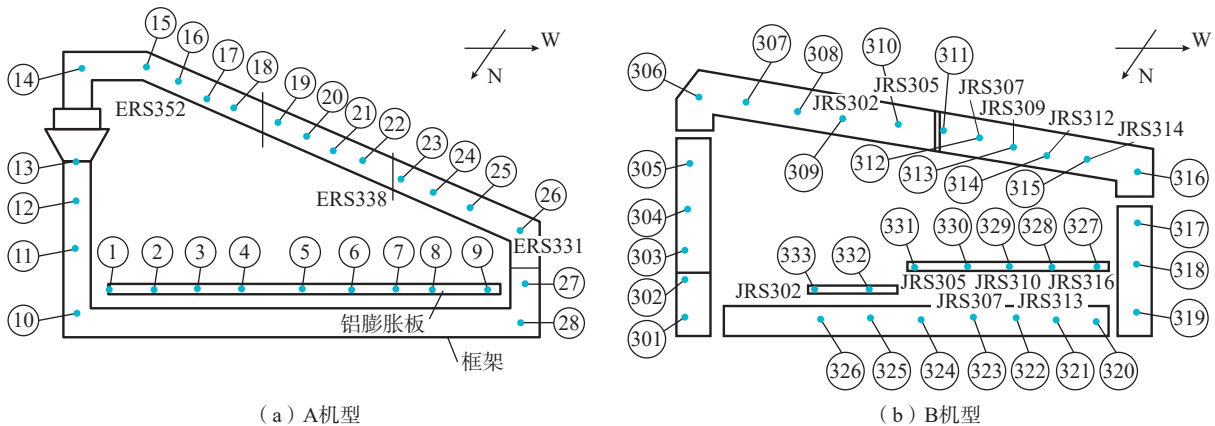


图 6 某两型飞机翼盒装配工装温差测量试验布置

Fig.6 Experiment layout of temperature measurement of two types of aircraft wing box assembly tooling

了测量点位置的温度观测,按照该翼盒装配工装 61 个测量点同时段最低、最高温度进行数据统计的测量数据如表 7 所示。分析两套翼盒装配工装 61 个基准点全年 21 次的温度变化数据,其中一个翼盒装配工装全年最大高低温差 14.8 °C,同时段 13 m 高度范围内最大高低温差 7 °C;另一个翼盒装配工装全年最大高低温差 15.8 °C,同时段 6 m 高度范围内最大高低温差 1.6 °C。

根据表 7 试验数据可分析得出,装配工装温度变化是必然存在的,且其在两项试验装配工装中存在以下规律性变化。

(1) 不同时段温度变化较大,工

装区域温度受春夏秋冬环境温度影响较大,夏冬最大温差约 15 °C。

(2) 同一时段温度变化平缓,工装区域地面及同层高温差在 1 °C 左右。

(3) 同一时段,工装区域不同层高空调以下控温较好,温差变化约 0.3 °C/m,空调以上高度控温较差,温差变化约 0.8 °C/m。

飞机部件结构常用材料为铝合金、碳纤维,由于成本原因装配工装常规材料为碳钢,针对这些装配厂房内工装温度的变化,其  $E_T$  也必然产生变化。当部件产品长度超过 30 m,温度变化超过 10 °C,以铝合金、碳钢为例,温度影响结构末端变

化,  $E_T=3 \times 10^4 \text{ m} \times (2.3 \times 10^{-5}/^\circ\text{C} - 1.2 \times 10^{-5}/^\circ\text{C}) \times 10^\circ\text{C} = 3.43 \text{ mm}$ ;以碳纤维 T800、碳钢为例,温度影响结构末端变化,  $E_T=3 \times 10^4 \text{ m} \times (1.2 \times 10^{-5}/^\circ\text{C} - 5.6 \times 10^{-7}/^\circ\text{C}) \times 10^\circ\text{C} \approx 3.43 \text{ mm}$ 。虽然对装配工装有一些相应的补偿手段,但对于尺寸大、结构不规则、精度要求高的产品结构装配及其装配工装设计,  $E_T$  变化影响成为考虑的重要因素。

### 2.5 安装测量精度 $T_m$

测量设备是保障装配工装安装精度的必需手段,一般采用光学工具坞、型架装配机、激光跟踪仪等进行安装测量,但根据距离长短每类测量设备有其自身误差,如表 8 所示。以

表 7 某两型飞机翼盒装配工装全年温度变化数据  
Table 7 Year-round temperature data of two types of aircraft wing box assembly tooling

°C

日期	工装场景															
	厂房 1 工装上梁				厂房 1 工装下梁				厂房 2 工装上梁				厂房 2 工装下梁			
	最低温度	最高温度	单日温差	极限温差	最低温度	最高温度	单日温差	极限温差	最低温度	最高温度	单日温差	极限温差	最低温度	最高温度	单日温差	极限温差
2月25日	15.2	17.2	2	—	15.8	14.8	1	—	11.6	10.4	1.2	—	12	10.8	1.2	—
3月4日	16.2	17.4	1.2	—	16.8	16.6	0.2	—	14.8	14.2	0.6	—	14.8	14.2	0.6	—
3月18日	15.6	16.8	1.2	—	16.8	15.4	1.4	—	16.6	15.2	1.4	—	15.6	14.8	0.8	—
4月1日	17.6	18.6	1	—	18	17	1	—	18.6	17.2	1.4	—	17.2	16.6	0.6	—
4月15日	21.2	22.4	1.2	—	21.2	20	1.2	—	21.6	20.2	1.4	—	20.4	19.6	0.8	—
4月30日	21.4	22	0.6	—	21.4	20.8	0.6	—	21	20.4	0.6	—	20.8	20.4	0.4	—
5月13日	21.6	23	1.4	—	23.8	21.8	2	—	23.8	22.8	1	—	23.2	22.6	0.6	—
5月28日	—	—	—	—	—	—	—	—	25.4	24.8	0.6	—	24.8	24.4	0.4	—
6月11日	23	24.4	1.4	—	24.2	23.4	0.8	—	26.2	25	1.2	—	25.2	24.6	0.6	—
6月24日	23.4	26.6	3.2	—	24.4	23.4	1	—	27.2	25.8	1.4	—	26.6	25.8	0.8	—
7月22日	21	22.8	1.8	—	—	—	—	—	25.2	24.8	0.4	—	25.4	25	0.4	—
8月27日	21	23.2	2.2	—	—	—	—	—	24.4	24	0.4	—	24.8	24.4	0.4	—
9月16日	21.4	23.4	2	—	22.6	21.6	1	—	23	22.2	0.8	—	22.6	22.2	0.4	—
9月30日	16.2	17.8	1.6	—	—	—	—	—	17.2	16.2	1	—	17.6	16.8	0.8	—
10月16日	15.6	17	1.4	—	—	—	—	—	15.2	13.6	1.6	—	15.8	15.4	0.4	—
10月29日	13.8	17.4	3.6	—	—	—	—	—	19.8	18.4	1.4	—	19.6	18.6	1	—
12月9日	15	20.6	5.6	—	—	—	—	—	18.6	17.6	1	—	19	18.4	0.6	—
12月25日	16.4	23.4	7	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
全年	13.8	26.6	—	12.8	24.4	14.8	—	9.6	27.2	10.4	—	16.8	26.6	10.8	—	15.8

表8 以激光跟踪仪为例的  $T_m$  变化

Table 8 Variation of  $T_m$  using laser tracker as an example

类别	常见场景	$T_m$ 子项	备注
1次 标定误差	设备自身精度	15 $\mu\text{m}$ +6 $\mu\text{m}/\text{m}$	按设备标定精度
	测量靶标及靶标座	0.03~0.08 mm	配合公差上下限
扩大 标定误差	1次标定精度	按1次标定精度	不计地面转接等过程建系误差
	转站精度	0.035 mm/12 m	跟踪仪厂家提供
	设备自身精度	15 $\mu\text{m}$ +6 $\mu\text{m}/\text{m}$	按设备标定精度
	测量靶标及靶标座	0.03~0.08 mm	配合公差上下限
对象 测量误差	扩大标定精度	按扩大标定精度	只考虑结构一致性和相对精度时,可不计算标定精度;如考虑绝对精度时,应计算标定精度
	设备自身精度	15 $\mu\text{m}$ +6 $\mu\text{m}/\text{m}$	按设备标定精度,同时考虑光照、气流等影响,激光雷达等应考虑表面特征要求
	测量靶标及靶标座	0.03~0.08 mm	配合公差上下限
	人员操作	0.05~0.3 mm	考虑对象稳定性及操作规范

目前常用的激光跟踪仪为例,其存在标定建系误差、对象测量误差、测量转接件误差、操作误差等,这些误差综合因素叠加即是  $T_m$ 。在实际工程中,保证工装定位基准相对固定的情况下,装配产品时对局部位置的相对误差要求较高,对全局的绝对误差则要求相对宽松一些,此时可能会忽略标定误差,而直接将设备自身精度作为  $T_m$  计算安装精度;而在 0.1 mm/15 m 的大尺寸高精度测量,特别是需要进行测量精度定量分析时,应针对  $T_m$  的各类子项误差进行评估及取舍。

### 2.6 转接精度 $T_t$

对于安装测量对象不是直接在产品定位型面或交点上的情况,需要通过基准轴、孔、面进行转接后安装测量工装定位件。该过程存在产品定位型面、交点与工装安装基准之间的转接误差。图7给出了常见装配工装的定位卡板,其测量基准孔 OTP 与产品直接定位面的卡板外型存在机械加工误差,根据尺寸链传递长短及传递面、孔特征差别,  $T_t$  约等于数控加工精度。根据转接尺寸大小、机床加工精度不同,转接精度

$T_t \approx 0.02\sim 0.15$  mm。

### 2.7 零组件制造误差 $E_m$

零组件制造误差  $E_m$  包含零组件加工误差和测量误差。其中,的测量误差与  $T_m$  类似,只是  $T_m$  用于装配工装的最终安装环节,  $E_m$  的测量是  $T_m$  的输入条件;加工误差主要包含端面、孔位等的机械加工、组合装配产生的零组件结构误差。对于依靠直接尺寸传递保证  $T_r$  的装配工装,  $E_m$  需要按照  $T_r$  进行严格的尺寸链容差分配和保证;对于在装配过程中通过修配、协调安装进行补偿以保证  $T_r$  的装配工装,非最终定位关系的  $E_m$  变化影响一般可以忽略,而直接与产品发生定位关系的定位器孔、面则需要综合装配位置的  $T_m$ 、 $T_t$ 、 $E_m$  以保证  $T_r$ 。

### 3 影响因素排序

根据  $T_r$ 、 $T_t$  两种变量影响的组成因素,以各变量因子在某机型装配工装中出现影响问题的频率和影响程度进行统计分析,具体如图8所示。当装配工装出现故障时,根据图8占比可以对  $T_r$  影响因素进行等级分类,即根据装配工装实际工况按

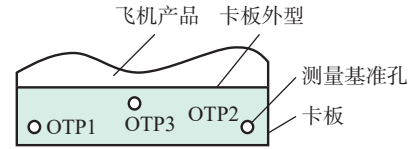


图7 定位卡板转接示意图

Fig.7 Schematic diagram of positioning board transfer

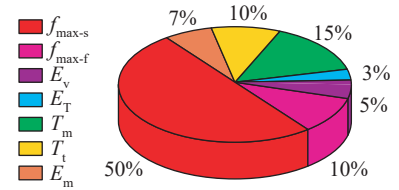


图8 某机型装配工装精度影响因素占比

Fig.8 Proportions of influencing factors of assembly tooling accuracy of certain model

照  $f_{\text{max-s}}$ 、 $T_m$ 、 $f_{\text{max-f}}$ 、 $T_t$ 、 $E_m$ 、 $E_v$ 、 $E_T$  依次进行定性分析排除,重点针对  $f_{\text{max-s}}$ 、 $T_m$ 、 $f_{\text{max-f}}$ 、 $T_t$  4项影响占比较大的因子进行分析。

### 4 影响因素的应对措施

对装配工装  $T_r$  影响因素定性定量后,应制定合理的改进措施。以某机型装配工装研制过程为参照背景,按照装配工装设计常规方法对  $f_{\text{max-s}}$ 、 $T_m$ 、 $f_{\text{max-f}}$ 、 $T_t$ 、 $E_m$ 、 $E_v$ 、 $E_T$  进行影响程度分级和措施分类,具体如表9所示,根据结果可知,对于现有装配工装设计,应按照目标精度影响因素占比次序即  $f_{\text{max-s}}$ 、 $T_m$ 、 $f_{\text{max-f}}$ 、 $T_t$ 、 $E_m$ 、 $E_v$ 、 $E_T$  依次进行因素分析。对于装配工装故障状态,应按照影响因素清查由易到难顺序即  $f_{\text{max-s}}$ 、 $T_m$ 、 $f_{\text{max-f}}$ 、 $T_t$ 、 $E_m$ 、 $E_v$ 、 $E_T$  依次进行因素排除及改进。需要指出的是,本文是通过控制变量法将不同影响因素解耦后开展分析以保证工程中  $T_r$  的要求,因此给出的应对措施是针对独立的影响因素所提出的,并未考虑不同影响因素之间的耦合作用。考虑各类影响因素耦合后,需要进一步开展多影响因素的全耦合试验研究。

表9 某机型  $T_r$  影响因素及应对措施  
Table 9 Influencing factors on  $T_r$  and countermeasures for a certain aircraft

影响因素 (按影响次序)	应对措施	应用可行性	单项影响 因素排除 次序	影响消除 可能性
$f_{\max-s}$	以目标刚度为基础进行力学分析	易	1	可消除
	增强低刚度结构	易	2	
	减小传动及配合误差	难(成品)	3	
$T_m$	严格控制操作流程和方法	易	1	不可消除
	控制测量附件配合精度	易	2	
	以目标精度为基础进行测量规划	中(定性定量)	3	
	提升现有测量设备精度	难(设备)	4	
	购买更高精度测量设备	难(设备)	5	
$f_{\max-f}$	根据工装刚度需求构建专用地基	中(需求定量)	1	可消除
	改变工装为整体结构	难(工装特点)	2	
$T_t$	增加有精度控制的直接点面测量	易	1	可消除
	控制转接尺寸公差	易	2	
$E_m$	预留合理的修配余量	易	1	可消除
	配合协调安装	易	2	
	控制零组件制造误差	难(应变及误差)	3	
$E_v$	减少振动源	难(必须设备)	1	可消除
	隔离以增加振动传播距离	易	2	
	在振动停止状态下安装测量	易	3	
$E_T$	设置温度补偿结构	易	1	可消除
	进行温度补偿测量	易	2	
	控制工装温度变化	难(大空间结构)	3	
	控制厂房温度变化	难(大空间)	4	

## 5 结论

随着装配工装数字化、智能化发展,研制环节的定性定量分析成为必然。目标精度只是其中的一个环节,设计方案及其目标精度设计是否合理是工装设计是否成功的关键。本文以某机型部、总装装配工装研制实例为切入点,按照装配工装精度影响因素分类分项进行了定性定量分析,初步给出了装配工装各环节  $f_{\max-s}$ 、 $T_m$ 、 $f_{\max-f}$ 、 $T_t$ 、 $E_m$ 、 $E_v$ 、 $E_T$  等影响因素的误差范围,针对各项影响因素制定了应对措施并进行了可行性分析

和应对次序分级。项目内容在某新机型装配工装研制中进行了应用,虽然很多影响因素的数据仍然需要试验证实,但本文研究内容证明了装配工装目标精度定性定量分析的可行性,有效支撑了基于激光跟踪仪的装配工装理论精度和工程精度相关分析软件开发,为飞机装配工装目标精度设计的定性定量分析、工装故障问题处理提供了参考案例。在本研究的基础上,下一步需针对各影响因素进行更加细化的定量试验,积累更多  $T_r$  影响因素定量分析的工程数据,形成  $T_r$  耦合影响因素关系的算法,

开发基于  $T_r$  的装配工装稳定性设计软件,支持对装配工装设计阶段的  $T_r$  预测分析和故障处理阶段的  $T_r$  影响因素分析。

## 参考文献

- [1] PREDMORE C R. Bundle adjustment of multi-position measurements using the Mahalanobis distance[J]. Precision Engineering, 2010, 34(1): 113-123.
- [2] LONG T F, LI Y, CHEN J. Productivity prediction in aircraft final assembly lines: Comparisons and insights in different productivity ranges[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2022, 62: 377-389.
- [3] GAI Y H, ZHANG J W, GUO J M, et al. Construction and uncertainty evaluation of large-scale measurement system of laser trackers in aircraft assembly[J]. Measurement, 2020, 165: 108144.
- [4] 隋少春, 朱绪胜. 飞机整机装配质量数字化测量技术[J]. 中国科学: 技术科学, 2020, 50(11): 1449-1460.
- [5] SUI Shaochun, ZHU Xusheng. Digital measurement technique for evaluating aircraft final assembly quality[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2020, 50(11): 1449-1460.
- [6] 刘胜兰, 罗志光, 谭高山, 等. 飞机复杂装配部件三维数字化综合测量与评估方法[J]. 航空学报, 2013, 34(2): 409-418.
- [7] LIU Shenglan, LUO Zhiguang, TAN Gaoshan, et al. 3D measurement and quality evaluation for complex aircraft assemblies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 409-418.
- [8] YASUDA Y D V, CAPPABIANCO F A M, MARTINS L E G, et al. Aircraft visual inspection: A systematic literature review[J]. Computers in Industry, 2022, 141: 103695.
- [9] 王巍, 穆志国, 张莹莹, 等. 基于测量数据的机身分段虚拟装配技术研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(20): 84-89, 94.
- [10] WANG Wei, MU Zhiguo, ZHANG Yingying, et al. Research on fuselage segments virtual assembly based on measurement data[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(20): 84-89, 94.
- [11] 裴书梅, 杨根军, 陈军. 飞机总装脉动生产线智能制造技术研究与应[J]. 航空制造技术, 2016, 59(16): 41-47.
- [12] CHANG Shumei, YANG Genjun, CHEN Jun. Research and application of intelligent

manufacturing technology for aircraft final assembly pulsation production line[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2016, 59(16): 41-47.

[9] 李泷泉, 黄翔, 方伟, 等. 飞机装配中的数字化测量系统[J]. *航空制造技术*, 2010, 53(23): 46-48, 59.

LI Shuanggao, HUANG Xiang, FANG Wei, et al. Digital measurement system for aircraft assembly[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2010, 53(23): 46-48, 59.

[10] 安志勇, 曹秒, 段洁. 数字化测量技术在飞机装配中的应用[J]. *航空制造技术*, 2013, 56(18): 48-51.

AN Zhiyong, CAO Miao, DUAN Jie. Application of digital measurement technology in aircraft assembly[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2013, 56(18): 48-

51.

[11] ASME International. ASME B89.4.19—2006. Performance evaluation of laser-based spherical coordinate measurement systems[S]. Gaithersburg: U.S. Department of Commerce, 2006.

[12] 胡宝海. 基于 EMSCON 的多激光跟踪仪协同测量关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2012.

HU Baohai. EMSCON-based collaborative measurement technologies of multi-laser tracker[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2012.

[13] 马骊群, 曹铁泽, 王继虎, 等. 大尺寸坐标测量技术在大型部件装配应用中的若干问题[J]. *计测技术*, 2013, 33(2): 7-11, 23.

MA Liqun, CAO Tieze, WANG Jihu, et al. Discussion on inspecting the assembling

components by using large volume metrology instruments[J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2013, 33(2): 7-11, 23.

[14] 林嘉睿, 郑继贵, 张皓琳, 等. 激光跟踪仪测角误差的现场评价[J]. *仪器仪表学报*, 2012, 33(2): 463-468.

LIN Jiarui, ZHU Jigui, ZHANG Haolin, et al. Field evaluation of laser tracker angle measurement error[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2012, 33(2): 463-468.

[15] 王守川, 周新房, 李卫平, 等. 飞机工艺装备地基需求设计技术研究[J]. *西飞科技*, 2021(4): 1-5.

WANG Shouchuan, ZHOU Xinfang, LI Weiping, et al. Research on foundation requirement design technology of aircraft processing equipment[J]. *XAC Science and Technology*, 2021(4): 1-5.

## Mechanism Research on Target Accuracy of Aircraft Assembly Tooling Based on Multi-Factor Disturbance

GENG Yuke

(AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China)

**[ABSTRACT]** In this paper, the source of target precision and influencing factors of aircraft assembly tooling are analyzed in detail. The design method of target precision is described. The influencing factors are quantitatively analyzed, and the influencing importance is qualitatively analyzed. As for each influencing factor, the corresponding treatment measure is given. The possibility of eliminating each influencing factor under corresponding treatment measures is analyzed and case studies are conducted. The qualitative and quantitative analysis of the tooling target precision is proposed theoretically and applied to design of assembly tooling for a certain aircraft, in which a preliminary path is explored for the unified and quantitative accuracy analysis of assembly tooling in engineering. The analysis of relevant influencing factors of target accuracy provides a basis for target accuracy design in assembly tooling design stage and cause analysis in fault stage.

**Keywords:** Assembly tooling; Tolerance coefficient; Target accuracy; Deformation; Structure; Foundation; Temperature

(责编 古京)