

引文格式: 郑炜, 陈金祥, 郭超朋, 等. 涡桨发动机短舱起落架交点间距超差分析与公差优化[J]. 航空制造技术, 2022, 65(19): 87-93.
 ZHENG Wei, CHEN Jinxiang, GUO Chaopeng, et al. Deviation analysis and tolerance optimization of space between landing gear assembly joint in turboprop engine nacelle[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(19): 87-93.

涡桨发动机短舱起落架交点间距超差分析与公差优化

郑 炜, 陈金祥, 郭超朋, 余成信, 许军亮, 陈旭涛

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

[摘要] 为控制涡桨发动机短舱装配出现起落架交点间距尺寸超差问题, 首先构建起落架交点定位结构的多层次装配信息模型, 形成起落架交点定位尺寸链, 进一步构造结构容差信息表, 应用 3DCS 公差分析软件对起落架交点定位装配结构建模仿真, 分析起落架交点间距超差率及影响超差的关键尺寸, 最后对关键尺寸进行公差优化设计, 有效降低起落架交点间距超差率。优化关键尺寸公差后, 解决了涡桨发动机短舱装配中起落架交点间距超差问题。

关键词: 起落架交点; 间距超差; 装配信息模型; 3DCS 软件; 公差优化

Deviation Analysis and Tolerance Optimization of Space Between Landing Gear Assembly Joint in Turboprop Engine Nacelle

ZHENG Wei, CHEN Jinxiang, GUO Chaopeng, YU Chengxin, XU Junliang, CHEN Xutao

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

[ABSTRACT] In order to control unqualified space between landing gear joint in turboprop engine nacelle assembly, multi-level assembly information model of landing gear joint location structure is established, and dimensional chain of the location structure is generated. Then the location structure tolerance information table is constructed. Landing gear location and assembly structure is analyzed by using 3DCS deviation analysis software to simulate unqualified rate and obtain key dimensions that have an important effect on space between landing gear joint during the structure assembly. Finally, the key dimensions are optimized, which reduce the unqualified rate effectively. Proposed design optimization solves problem of the space deviation in turboprop engine nacelle assembly.

Keywords: Landing gear joint; Deviation space; Assembly information model; 3DCS software; Tolerance optimization

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2022.19.087

起落装置是飞机起降、滑行的重要承力部件, 其质量与飞机起降的安全性密切相关。起落装置的故障事件在飞机试验、生产、使用过程中多次发生, 学者针对起落架机构运动故障进行了深入机理分析^[1-3]。起落装置运动副间隙是起落架收放运动的主要影响因素, 起落架位置误差偏大会导致起落装置故障频发^[4-5]。

公差分析的目的是合理定义和分配零件及产品公差。公差分析是计算机辅助公差(CAT)技术研究中发展较早的分支^[6], 国外已成功开发商业化软件, 如 VSA、3DCS 等^[7]。复杂装配尺寸链分析计算成为装配精度分

析研究热点, 应用于产品制造装配中偏差分析, 以提高产品精度^[8-10]。3DCS 软件是目前最常用的尺寸公差分析软件, 其强调数字化装配的几何变动模拟, 可准确确定和传达装配需求, 简化产品验证工艺^[11]。

起落架位置误差控制是降低起落架故障频率的有效方法。如图 1(a)所示, 涡桨发动机支柱式起落架与短舱主承力框连接, 主承力框上起落架交点间距直接影响起落架机构整体位置, 故起落架交点间距在短舱装配中作为关键尺寸控制, 短舱装配中起落架交点位置尺寸依据装配型架定位器确定。但在短舱装配下架

后,测量发现短舱主承力框的起落架交点间距多次出现超出设计公差要求的现象。

本文基于涡桨发动机短舱起落架交点定位过程,构建起落架交点定位结构的多层次装配信息模型,计算起落架交点定位尺寸链。以装配信息模型为基础,构造结构公差信息表,应用3DCS软件建立起落架交点定位装配仿真模型,分析起落架交点间距超差的关键尺寸。在满足实际制造水平条件下,对关键零组件尺寸公差进行优化。

1 装配信息模型

针对复杂结构装配,建立装配信息模型,明确表达零件之间相互尺寸或位置关系,便于直观分析结构装配尺寸链^[8,12]。

涡桨发动机短舱装配中A框、B框的起落架交点分别由工装定位器定位。交点定位器的制造、安装精度高。起落架交点与定位器整体视为装配结构,且单框左右侧交点及工装定位结构对称,则可利用装配尺寸链计

算工装上理论交点间距。

依据短舱起落架交点与工装定位器的组合结构(图1(b)),从装配层、零件层、特征层、尺寸层等4个方面建立短舱起落架交点定位结构组合件的装配信息模型,包含起落架交点定位的尺寸、公差信息及结构装配关系信息,形成起落架交点定位结构尺寸链(图2中, $A_1 \sim A_5$ 为组成环中各环的基本尺寸; ES 为组成环尺寸上偏差; EI 为组成环尺寸下偏差)。

2 尺寸链计算

以B框为例,短舱左侧起落架交点定位结构如图3所示,右侧定位结构与左侧对称。起落架交点定位结构形成的线性尺寸链见图4,其中 A_0 为短舱起落架交点在装配工装定位后形成的起落架交点间距尺寸,其余尺寸如图2和3所示。

图4尺寸链中,以 A_0 作为封闭环,则 A_1 、 A_3 、 A_4 为增环; A_2 、 A_5 为减环。

针对起落架交点定位结构尺寸链,利用极值法计算

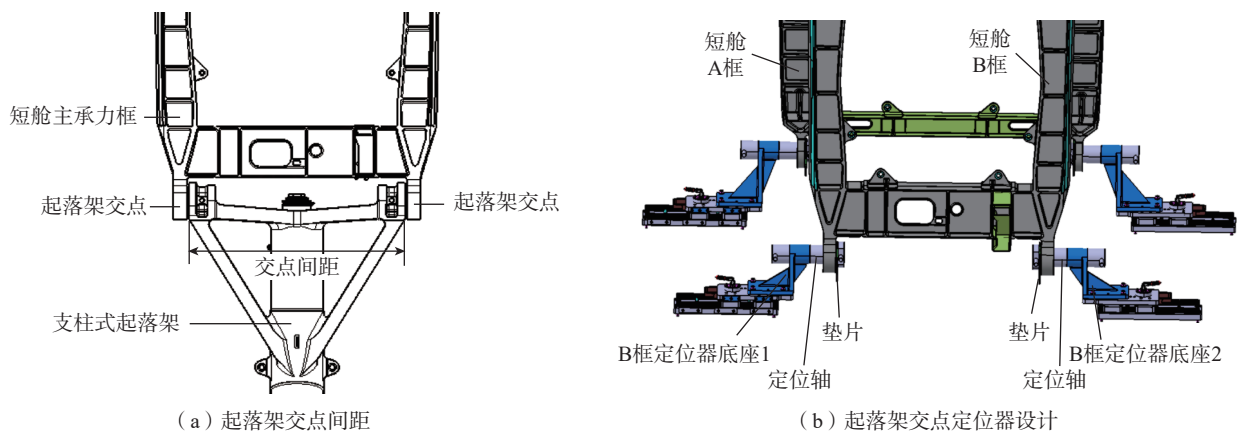


图1 短舱起落架交点间距和定位结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of landing gear intersection distance and positioning structure in nacelle

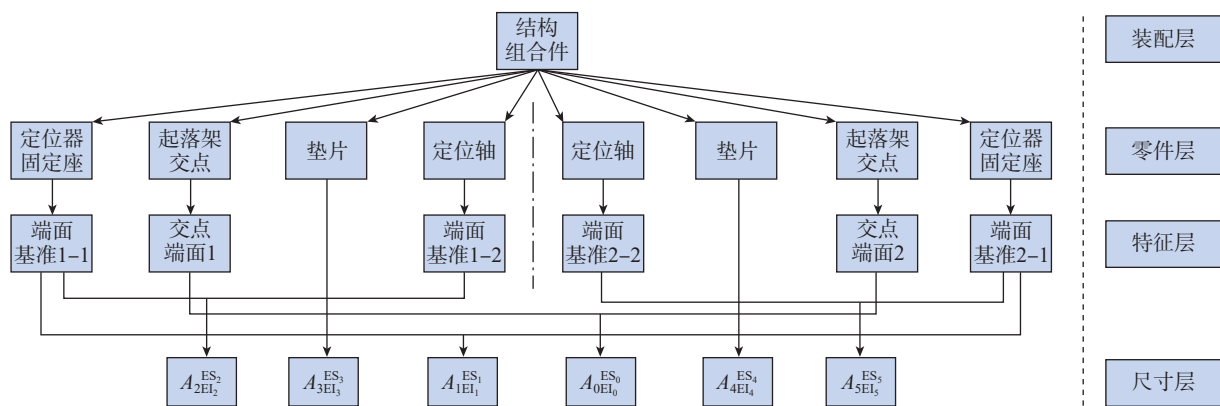


图2 短舱起落架交点定位结构装配信息模型

Fig.2 Assembly information model for positioning structure of landing gear joint in nacelle

起落架交点定位后间距尺寸。各组成环尺寸为装配工装设计尺寸。图4尺寸链中各尺寸极限偏差见表1。

起落架交点间距尺寸的计算如下。

(1)起落架交点间距基本尺寸为

$$A_0 = \sum A_i - \sum A_j$$

式中, $i=1,2,3; j=2,5$ 。

(2)起落架交点间距最大极限尺寸为

$$ES_0 = \sum ES_i - \sum EI_j = +0.28$$

式中, $i=1,3,4; j=2,5$ 。

(3)起落架交点间距最小极限尺寸为

$$EI_0 = \sum EI_i - \sum ES_j = -0.12$$

式中, $i=1,3,4; j=2,5$ 。

通过极值法计算由工装定位的起落架交点间距尺寸为 $A_{0-0.12}^{+0.28}$,起落架交点间距设计尺寸为 $A_{0-0.02}^{+0.02}$ 。由起落架交点定位尺寸链计算间距尺寸可知,起落架在工装上装配会出现超差问题。

为更准确地模拟短舱起落架交点间距装配后超差

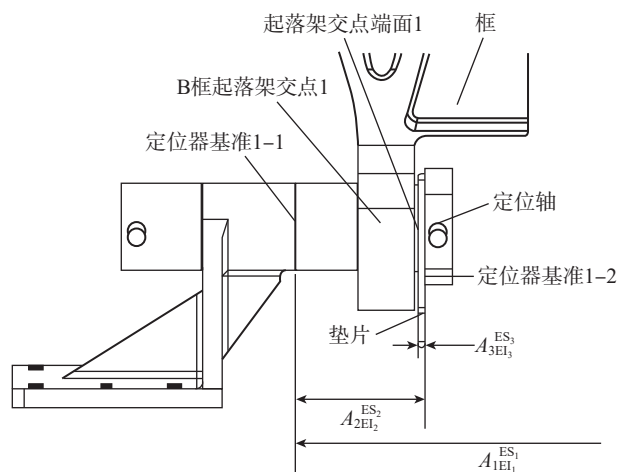


图3 起落架交点定位结构示意图

Fig.3 Positioning structure of landing gear single joint

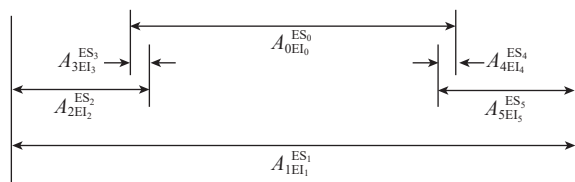


图4 起落架交点定位尺寸链

Fig.4 Dimensional chain of landing gear assembly joint

表1 组成环尺寸极限偏差值

Table 1 Permissible deviation of composition loop dimension mm

尺寸偏差	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5
ES	+0.18	+0.05	0	0	+0.05
EI	+0.02	-0.05	-0.02	-0.02	-0.05

情况并分析尺寸链中零组件各特征尺寸对间距影响,利用3DCS软件对起落架交点定位结构进行仿真计算。

3 装配仿真分析

3DCS是集成于CATIA V5环境的公差分析软件,其基于分析的零部件几何尺寸、公差和定位基准、装配顺序等装配参数,模拟分析对象的装配过程,利用蒙特卡洛法对参与装配零件或子装配体的公差进行分析、优化,控制分析对象的装配测量尺寸超差率。

结合短舱起落架交点定位尺寸链,运用3DCS软件对短舱起落架交点定位结构进行装配仿真,分析起落架交点定位结构中各尺寸公差对交点间距测量项的贡献度,得出影响交点间距的关键零组件尺寸公差。短舱起落架交点定位结构建模仿真过程如下。

(1)分析装配信息模型中各零件尺寸特征,构建装配结构容差信息(表2)。

(2)建立短舱起落架交点定位装配组件特征点和DCS点。

(3)建立短舱起落架交点定位结构装配方式,完成结构装配后,依据结构容差信息表添加零组件公差。

(4)建立短舱起落架交点(衬套端面)间距测量项。

(5)设置仿真参数,对构建的容差分析模型进行计算仿真。

在短舱起落架交点定位结构装配仿真中设定模拟装配次数10000,以“ 6σ ”原则统计仿真结果,输出起落架交点(衬套端面)间距 A_0 测量项偏差,以B框交点间距测量分析为例,仿真结果见图5。



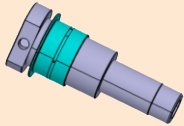
图5中横坐标为测量项计算值,纵坐标表示对应测量计算值样本次数。起落架交点间距测量项标准差为 $STD=0.03$ mm;下偏差公差超差率($L-OUT$)%为0,上偏差公差超差率($H-OUT$)%=27.57%,总超差率为($Tot-OUT$)%=27.57%。由计算结果知,短舱起落架交点间距超差风险很大,装配后实际间距值大于理论最大间距值。间距测量仿真结果与现场装配后间距超差情况吻合。

图6为各零件尺寸公差对间距测量项的贡献度计算结果。可以看出,底座贴合面平面度、定位轴贴合面平面度、垫片厚度公差等6项关键尺寸对间距测量项贡献度最大且相等,均为16.17%。表2中阶梯轴同轴度、衬套内径及端面平面度、定位轴与底座、衬套同轴度公差对间距测量项的贡献度为0。

基于短舱起落架交点定位装配仿真分析结果,起落架交点间距尺寸超差主要原因是底座、定位轴、垫片(表2)的3个零件的部分尺寸公差设计不合理,短舱A、B框在工装上定位装配后起落架交点间距超差。

表 2 结构容差信息表

Table 2 Positioning structure tolerance information table

装配层级	模型	结构名称	影响要素	上下偏差 /mm	仿真公差设置
零件层		定位轴	与垫片贴合面平面度	0.1	
			阶梯轴同轴度	0.03	
		垫片	垫片厚度	$\delta_{-0.02}^0$	
				交点衬套	衬套内径
与垫片贴合面平面度	0.02				
装配层		定位轴与底座装配	同轴度	0.03	
				定位轴与衬套装配	

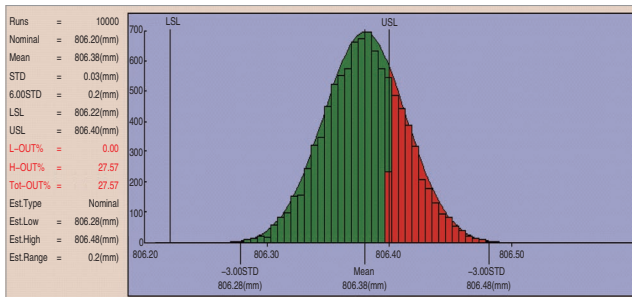


图 5 装配间距测量仿真结果
Fig.5 Result of assembly simulation



图 6 结构特征尺寸公差贡献度仿真结果
Fig.6 Result of dimension tolerance contribution simulation

4 公差优化

为降低短舱起落架交点间距超差率,结合贡献度分析结果,在满足当前制造能力及装配条件下,对底座贴合面平面度、定位轴贴合面平面度、垫片厚度等6项公差进行优化,寻找适当公差值使交点间距超差率降低至1%以内。

在起落架交点定位尺寸链(图4)中,底座贴合面平面度、定位轴贴合面平面度影响 A_2 、 A_5 尺寸,两尺寸为减环,垫片厚度公差 A_3 、 A_4 为增环。起落架交点间距上偏差超差(图5),即封闭环尺寸偏大。通过对尺寸链分析,可采取如下措施以减小封闭环尺寸。

(1)减小底座贴合面平面度和定位轴平面度公差,间接增大减环尺寸。

(2)减小垫片厚度(增环)尺寸。

综上所述,设计解决方案,优化6项公差值,降低交点间距测量超差率,见表3。

基于控制变量思想,先保持垫片厚度公差不变,调整底座贴合面平面度、定位轴贴合面平面度公差,合理选取平面度公差试验值,利用3DCS软件计算封闭环尺寸超差率。当封闭环尺寸超差率达到最低时,再优化垫片厚度公差,直至起落架交点间距超差率满足要求。

4.1 平面度公差优化

平面度公差 P_z 、 P_x 设计选取公差等级为IT11(GB/T—1182),综合考虑加工难度和成本,选取IT8~IT10等级平面度公差值作为部分试验值。同时,平面度公差 P_z 、 P_x 借鉴“二分法”^[13]优化公差的思想,在平面度公差(0.1

表3 6项关键尺寸公差值

Table 3 Tolerance value of 6 key dimensions mm

零件	关键尺寸	公差
底座1	贴合面平面度 P_{z1}	0.1
底座2	贴合面平面度 P_{z2}	0.1
定位轴1	贴合面平面度 P_{x1}	0.1
定位轴2	贴合面平面度 P_{x2}	0.1
垫片1	厚度公差	$\delta_{-0.02}^0$
垫片2	厚度公差	$\delta_{-0.02}^0$

注: P_z 、 P_x 分别为底座贴合面平面度、定位轴贴合面平面度。

表4 平面度公差试验值

Table 4 Trial value of flatness tolerance mm

平面度公差	备选参数1	备选参数2	备选参数3	备选参数4	备选参数5
P_z	0.025	0.04	0.05	0.06	0.075
P_x	0.025	0.04	0.05	0.06	0.075

mm)范围内利用“二分法”设置公差试验值。平面度公差全部试验值见表4。

结合表4, P_z 与 P_x 公差试验值共有25种组合,在3DCS软件中分别对25种组合公差进行仿真分析,绘制间距测量项超差率折线图,见图7。

由图7可知,当 P_z 、 P_x 均为0.025 mm时,短舱起落架交点间距测量项超差率最低为2.14%。因此,底座贴合面平面度 P_z 、定位轴贴合面平面度 P_x 选取0.025 mm时最优。

4.2 垫片厚度尺寸公差优化

3DCS仿真软件中几何因子影响分析模块可以分析产品数据的结构影响。几何因子是指该零件因为几何形状和大小而引起的公差比例放大或缩小的程度^[11]。

垫片厚度公差优化可结合3CS软件几何因子影响分析结果,在满足实际制造水平前提下,依据软件计算垫片厚度公差的6-Sigma值修正相应尺寸公差,更新模型仿真测量项超差率。当 $P_z=0.025$ mm、 $P_x=0.025$ mm时,起落架交点间距测量项几何因子影响分析结果见图8。可以看出,垫片厚度尺寸公差6-Sigma值为0.02 mm。垫片厚度尺寸 $\delta_{-0.02}^0$,为减小封闭环尺寸,需减小垫片厚度尺寸(增环)。因此,尝试将垫片厚度调整为 $\delta_{-0.04}^0$,公差带宽度不变,垫片制造难度不变。

当 $P_z=0.025$ mm、 $P_x=0.025$ mm,垫片厚度为 $\delta_{-0.04}^0$ 时,利用3DCS对短舱起落架交点间距测量项超差率进行仿真计算,结果见图9。可以看出,短舱起落架交点间距总超差率(Tot-OUT)%=0,短舱起落架交点间距超差风险很低,满足起落架交点间距超差率要求。

按照表5优化后尺寸设计参数更改零件图样,并返修结构装配工装,统计短舱起落架交点结构装配后间距尺寸20组实测值,绘制折线图,如图10所示。可以看出,在部分零件尺寸公差优化后,短舱A框、B框起落架

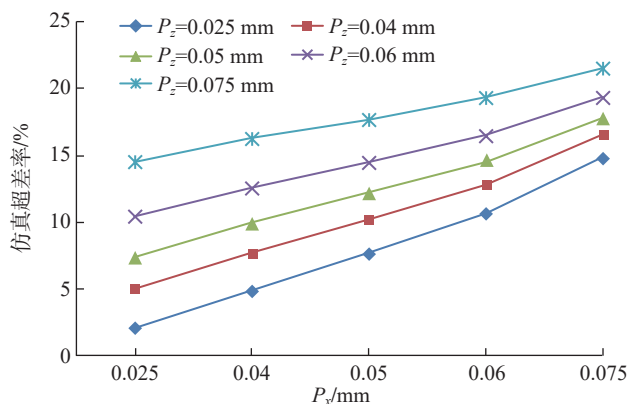


图7 装配间距测量项超差率仿真试验结果

Fig.7 Simulation test results of out-of-tolerance rate of assembly spacing measurement items

Index	Tole	Point	Range	G Factor	6 Sigma	Cont.
1	工装1装配面公差	工装销1贴合面(Grp. Feat Profile)	0.025000(mm)	-1.000000	0.025000(mm)	18.939394%
2	销1垫片贴合面平面度	销钉定位端面_垫片1(Grp. Feat Profile)	0.025000(mm)	1.000000	0.025000(mm)	18.939394%
3	工装2销贴合面公差	工装销2贴合面(Grp. Feat Profile)	0.025000(mm)	-1.000000	0.025000(mm)	18.939394%
4	销2垫片贴合面平面度	销垫片2定位面(Grp. Feat Profile)	0.025000(mm)	1.000000	0.025000(mm)	18.939394%
5	垫片1厚度公差	垫片销1定位面(Grp. Feat Profile)	0.020000(mm)	1.000000	0.020000(mm)	12.121212%
6	垫片2厚度公差	垫片销2贴合面(Grp. Feat Profile)	0.020000(mm)	1.000000	0.020000(mm)	12.121212%
7	销2工装安装轴垂直度	销工装2定位点5	0.030000(mm)	0.000030	0.000001(mm)	0.000000%
8	销1工装轴垂直度	销工装1定位点5	0.030000(mm)	0.000015	0.000000(mm)	0.000000%
9	HP_装配衬套2至垫片与销衬套销2轴定位孔1		1.059000(mm)	0.000000	0.000000(mm)	0.000000%
10	HP_装配衬套1至垫片与销衬套销定位点1		1.059000(mm)	0.000000	0.000000(mm)	0.000000%
11	销2衬套安装轴垂直度	衬套销2定位点1	0.030000(mm)	0.000000	0.000000(mm)	0.000000%
12	HP_装配销2至工装	销工装2定位点4	0.025000(mm)	0.000000	0.000000(mm)	0.000000%
13	销1衬套轴垂直度	衬套销定位点1	0.030000(mm)	0.000000	0.000000(mm)	0.000000%
14	HP_装配销1至工装	销工装1定位点4	0.025000(mm)	0.000000	0.000000(mm)	0.000000%
15	衬套1端面平面度	衬套垫片1贴合面(Grp. Feat Profile)	0.200000(mm)	0.000000	0.000000(mm)	0.000000%

图8 间距测量项几何因子影响分析结果
Fig.8 Result of geometrical factor effect

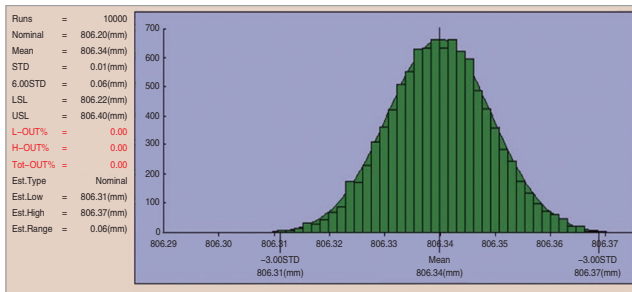


图9 优化后装配间距测量仿真结果
Fig.9 Result of assembly simulation after optimization

表5 关键尺寸公差优化前后对比表
Table 5 Comparison of tolerance value before and after optimization mm

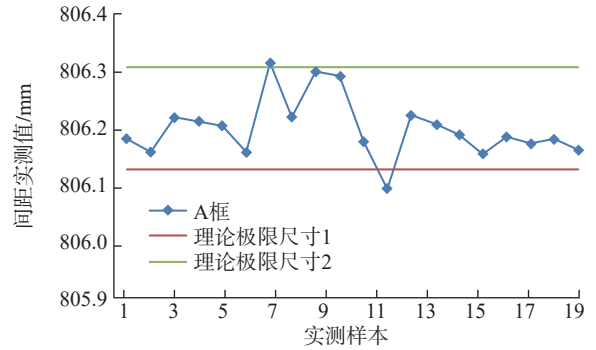
关键尺寸公差	优化前	优化后
底座1平面度	0.1	0.025
底座2平面度	0.1	0.025
定位轴1平面度	0.1	0.025
定位轴2平面度	0.1	0.025
垫片1厚度	$\delta_{-0.02}^0$	$\delta_{-0.04}^{-0.02}$
垫片2厚度	$\delta_{-0.02}^0$	$\delta_{-0.04}^{-0.02}$

交点间距基本满足设计尺寸公差要求。但个别间距实测尺寸超出理论尺寸下偏差。产品设计图样规定当短舱起落架交点间距小于理论尺寸时,允许对单个交点衬套端面进行修磨,修磨量不大于0.5 mm。

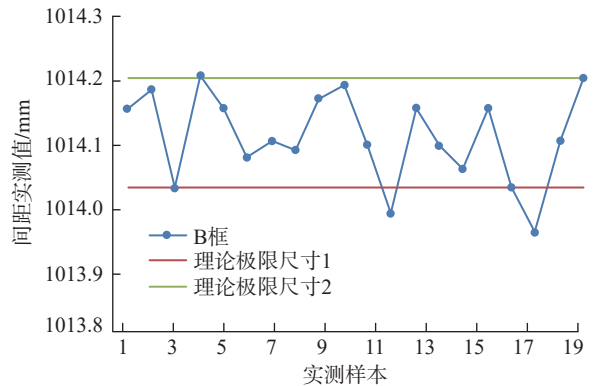
图10中A框(编号12)、B框(编号12、18)超差间距实测尺寸与最小极限尺寸偏差值均小于1 mm,通过修配方式保证短舱起落架交点间距满足产品图样要求。

5 结论

针对涡桨发动机短舱起落架交点间距超差问题,构建起落架交点定位结构的多层次装配信息模型,应用3DCS软件建立起落架交点定位装配仿真模型,分析影响交点间距超差率的关键零件尺寸,并对关键零件尺寸



(a) A框间距



(b) B框间距

图10 A框和B框间距实测尺寸折线图

Fig.10 Measured the space dimension curve for joint A and joint B

进行公差优化,控制交点间距超差率。最后统计公差优化后起落架交点间距实测尺寸,验证关键零件公差优化结果的合理性。综合以上分析过程可得如下结论。

(1)短舱起落架交点结构装配仿真分析表明,工装底座贴合面平面度 P_z 、工装定位轴贴合面平面度 P_x 、垫片厚度公差是影响交点间距超差的关键尺寸。

(2)对关键尺寸公差优化仿真,得到关键尺寸最佳优化结果为: $P_x=0.025$ mm、 $P_x=0.025$ mm,垫片厚度 $\delta_{-0.04}^{-0.02}$,并通过实际生产验证关键尺寸公差优化结果的合理性。

(3)基于3DCS的短舱起落架交点间距定位结构的装配仿真模型避免线性尺寸链在间距尺寸超差问题分析方面不足,为飞机重要交点定位结构公差优化提供参考。

参考文献

[1] 彭志军,李彬,叶彬.某型飞机尾起落架转弯困难分析[J].航空学报,2009,30(6):1012-1016.
PENG Zhijun, LI Bin, YE Bin. Analysis on difficulty in turning of airplane tail landing gear[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(6): 1012-1016.
[2] 彭志军,李彬,崔阳.某型飞机前起落架回中凸轮故障分析和改进措施[J].航空学报,2012,33(10):1931-1937.
PENG Zhijun, LI Bin, CUI Yang. Fault analysis and improvement

for certain airplane nose landing gear return cam[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1931–1937.

[3] 任佳, 牟让科, 杨建波. 某型无人机起落架缓冲器卡滞故障分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(S1): 98–103.

REN Jia, MU Rangke, YANG Jianbo. Binding failure analysis for an unmanned aircraft landing gear shock absorber[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(S1): 98–103.

[4] 吴江, 杨兆军, 周毅. 飞机起落架位置误差计算与分析[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(18): 5409–5414.

WU Jiang, YANG Zhaojun, ZHOU Yi. Calculation and analysis of aircraft landing gear position error[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(18): 5409–5414.

[5] 王钰龙, 魏小辉, 印寅, 等. 某起落架收放试验故障分析及间隙影响分析[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(2): 325–328.

WANG Yulong, WEI Xiaohui, YIN Yin, et al. Failure analysis and gap impact analysis of a landing gear's extension-retraction test[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(2): 325–328.

[6] 茅健. 基于数学定义的公差建模与误差评定技术的研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2007.

MAO Jian. Study on the modeling of tolerance based on mathematical definition and form errors evaluation[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2007.

[7] ISLAM M N. Functional dimensioning and tolerancing software for concurrent engineering applications[J]. Computers in Industry, 2004, 54(2): 169–190.

[8] 蔡延波, 曹增强, 李志成. 复杂装配尺寸链的分析计算[J]. 现代制造工程, 2008(4): 81–84.

CAI Yanbo, CAO Zengqiang, LI Zhicheng. The research of complex assembly dimensional chain analyses and calculation[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2008(4): 81–84.

[9] 赵皇进, 郑国磊, 段丽华. 数字化环境下装配尺寸链分析的几何方法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2008, 20(1): 104–108.

ZHAO Huangjin, ZHENG Guolei, DUAN Lihua. A geometric method for assembly dimension-chain analysis in digital environment[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2008, 20(1): 104–108.

[10] 王洋, 徐诚, 郭胜, 等. 三维公差分析技术在机枪脱链机构公差设计中的应用[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(10): 36–39.

WANG Yang, XU Cheng, GUO Sheng, et al. Three dimensional tolerance analysis technology in machine gun bullet discarding mechanism tolerance design[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017, 38(10): 36–39.

[11] 阚天水, 徐明洋, 徐旭松, 等. 3DCS 在汽车底盘尺寸与公差分析中的应用[J]. 现代制造工程, 2017(5): 97–101, 109.

KAN Tianshui, XU Mingyang, XU Xusong, et al. Application of 3DCS in automobile chassis dimension and tolerance analysis[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2017(5): 97–101, 109.

[12] 王恒, 宁汝新, 唐承统. 三维装配尺寸链的自动生成[J]. 机械工程学报, 2005, 41(6): 181–187.

WANG Heng, NING Ruxin, TANG Chengtong. Automatic generation of 3D assembly dimension chains[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2005, 41(6): 181–187.

[13] 孟巧凤, 张林鎔, 尹琳峥, 等. 基于 3DCS 的三维尺寸公

差的分析与优化[J]. 系统仿真学报, 2018, 30(5): 1730–1738.

MENG Qiaofeng, ZHANG Linxuan, YIN Linzheng, et al. Three dimension tolerance analysis and optimization based on 3DCS[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(5): 1730–1738.

通讯作者: 郭超朋, 工程师, 硕士, 主要研究方向为飞机数字化装配。

(责编 七七)

(上接第 86 页)

DAI Bing. Analysis and experimental research on titanium alloy cutting based on two-dimensional ultrasonic vibration assistance[J]. Diamond & Abrasives Engineering, 2020, 40(6): 92–96.

[10] 韩璐, 康仁科, 张园, 等. GH4169 超声辅助磨削表面完整性研究[J]. 金刚石与磨料磨具工程, 2021, 41(5): 46–51.

HAN Lu, KANG Renke, ZHANG Yuan, et al. Research on surface integrity of GH4169 machined by ultrasonic assisted grinding[J]. Diamond & Abrasives Engineering, 2021, 41(5): 46–51.

[11] BHADURI D, SOO S L, ASPINWALL D K, et al. Ultrasonic assisted creep feed grinding of gamma titanium aluminide using conventional and superabrasive wheels[J]. CIRP Annals, 2017, 66(1): 341–344.

[12] NIK M G, MOVAHHEDY M R, AKBARI J. Ultrasonic-assisted grinding of Ti6Al4V alloy[J]. Procedia CIRP, 2012, 1: 353–358.

[13] WEI S L, ZHAO H, JING J T, et al. Investigation on surface micro-crack evaluation of engineering ceramics by rotary ultrasonic grinding machining[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 81(1–4): 483–492.

[14] 张洪丽. 超声振动辅助磨削技术及机理研究[D]. 济南: 山东大学, 2007.

ZHANG Hongli. Study on the technology and mechanism of ultrasonic vibration assisted grinding[D]. Jinan: Shandong University, 2007.

[15] 杨长勇, 徐九华, 顾坤坤, 等. 陶瓷 CBN 砂轮磨削镍基铸造高温合金 K418 磨削力研究[J]. 机械科学与技术, 2014, 33(5): 657–661.

YANG Changyong, XU Jiuhua, GU Shenshen, et al. Investigation on the grinding force of the casted nickel-based superalloy K418 with a vitrified CBN wheel[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2014, 33(5): 657–661.

[16] QIAN N, DING W F, ZHU Y J. Comparative investigation on grindability of K4125 and Inconel718 nickel-based superalloys[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 97(5–8): 1649–1661.

[17] WU B F, ZHAO B, DING W F, et al. Investigation of the wear characteristics of microcrystal alumina abrasive wheels during the ultrasonic vibration-assisted grinding of PTMCs[J]. Wear, 2021, 477: 203844.

通讯作者: 丁文锋, 教授, 博士生导师, 博士, 主要研究方向为难加工材料的高效精密加工技术。

(责编 七七)