

基于3DCS的飞机翼盒容差分配方案优化方法研究

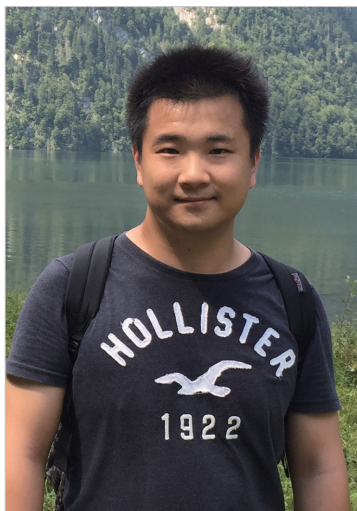
吕瑞强^{1,2}, 侯志霞^{1,2}, 王明阳^{1,2}

(1. 中航工业北京航空制造工程研究所, 北京 100024; 2. 数字化制造技术航空科技重点实验室, 北京 100024)

[摘要] 容差分配方案的合理性在很大程度上影响着飞机产品的装配效率和质量,以飞机典型机翼翼盒为研究对象,分析翼翼盒段的装配工艺,借助三维公差分析软件 3DCS 建立三维容差分析模型,对翼翼盒的装配过程进行基于装配仿真模拟的容差分配方案的设计与优化,并利用 CATIA CAA 二次开发工具,实现容差模型的结构化显示,同时建立了交互式三维容差模型快速创建和更新机制。

关键词: 飞机装配; 容差分配; 3DCS; 仿真分析; 迭代优化

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2016.22.068



吕瑞强

高级工程师,工学博士,毕业于英国 Exeter 大学制造工程专业。目前就职于中航工业北京航空制造工程研究所数字化与柔性装配技术研究室,研究方向为飞机数字化装配容差分析与优化、生产线规划与仿真、生产系统运行管理、排产调度优化算法等。曾负责、参与中国工程院、总装备部预研、北京市智能制造专项、民机科研、航空基金等多项课题,另外参加了若干航空制造企业生产线相关的横向工程项目。发表多篇论文,获软件著作权 1 项。

飞机产品因在结构强度和空气动力性能上的特殊要求,其装配精度的要求极为严格。飞机装配作为飞机产品从设计、制造到测量的整个研制过程中最重要的环节之一,不但决定了飞机产品的质量,同时也在很大程度上影响了飞机的制造成本和研制周期^[1]。飞机的装配过程具有零部件种类和数量繁多、结构外形复杂、装配层次和相互约束关系复杂等特点,过紧的容差要求会导致装配对象超差率与零件加工成本的上升,而过松的容差要求又会使得产品装配性和质量下降。因此,制定合理的容差分配方案已经成为飞机装配过程中不可缺少且至关重要的一环^[2]。

容差分配方案设计优化

在飞机制造领域,装配容差分配方案的合理制定是减少成本、提高装配制造准确度并满足生产要求及产品性能、外观等要求的重要保证^[3]。传统基于模拟量传递方式的二维容差设计与分配方法,主要是根据规范

标准和技术人员的经验初步确定产品装配过程中各个环节的容差值,然后运用极值法或概率法进行核算,再做适当调整。这类方法存在着随意性、试凑性和一致性差等问题,常造成加工与装配的返工,无法保证产品的质量和研制周期^[4]。

随着数字化制造技术的不断发展,基于模型的定义(Model Based Definition, MBD)逐渐成为飞机产品从设计到制造唯一的数字量来源,然而由于技术基础薄弱以及国外技术封锁等原因,导致我国在大量推广数字化技术的同时无法在尺寸传递与容差分配方面取得显著进展。因此,实现飞机产品数字化制造过程的三维容差分配方案设计优化已经成为目前亟需解决的问题^[5]。

英国剑桥大学的 Hillyard 最早在 1978 年提出利用计算机辅助表达零件尺寸与形位容差^[6]。30 多年来,国内外在计算机辅助公差设计(Computer-Aided Tolerancing, CAT)领域的研究取得了丰富的成果,并

开发了大量的 CAT 原型系统^[7]。众多制造企业基于 VSA、CETOL、3DCS 等主流的 CAT 商用软件,对不同产品的装配过程进行了三维容差分析的研究与应用^[8]。国内包括浙江大学、西北工业大学、北京航空航天大学、南京航空航天大学、沈阳航空航天大学等众多高校对 CAT 和容差分析与优化方面也进行了相关理论研究,并开发了相应原型系统^[9]。

飞机装配的容差分配方案设计优化是一个迭代的过程,其流程如图 1 所示。首先,产品设计人员依据个人经验与 HB、GB 等标准文件,设计初始的容差分配方案。其次,依据装配基准、装配顺序等装配工艺方案,建立容差分析模型,并针对飞机产品的功能性目标、可装配性目标和外观性目标等关键控制尺寸,然后利用极值法、均方根法及蒙特卡洛模拟法等进行装配过程的容差累积计算。如果装配误差累积导致关键尺寸不合格,对容差累积组成环的尺寸定义进行调整,重新进行容差建模与计算。同时,如果分析计算结果合格,但关键控制尺寸余量过大,为了降低生产成本,可以考虑将一些容差累积组成环内的某些容差要求适当放松,并重新进行容差分析计算^[10]。当产品装配关键控制尺寸和成本因素都满足要求时,停止迭代,生成最终的容差分配方案。

典型机翼翼盒装配工艺

1 翼盒结构组成

本文的研究对象为典型飞机机翼翼盒,该翼盒主要由上壁板、下壁板和骨架 3 部分组成,如图 2 所示。其中,梁包括主承力梁、前梁和后梁 3 部分,均由接头和梁组成;主承力接头和主承力梁为对接,由对接带板连接;前、后梁接头与梁之间为套合。根肋及 2、3 肋为机加肋,4、5、6 肋为钣金肋,除端肋为机加整体肋外,其余各肋均由前后段组成。

2 翼盒装配工艺基准及定位方法

(1) 装配基准与定位方法。

机翼翼盒段由金属骨架结构和复合材料上下壁板构成,因此盒段装配以骨架为装配基准,装配定位方位以型架定位为主,辅助划线定位、孔定位及基准件定位等方法。

(2) 骨架梁组件及端肋装配。

骨架梁组件及端肋部分主要包括主承力梁(主承力接头、梁及对接带板),前、后梁(接头及梁)和端肋,各零组件的定位方法为:端肋通过上下缘条、前后端面及副板面定位;

主承力梁接头通过接头交点和副板面定位,梁通过副板面、梁端面及上下缘条定位,主承力梁接头和梁对接,通过对接带板连接;前、后梁接头通过接头交点和副板面定位,梁通过副板面、梁端面和上下缘条定位,接头和梁之间为套合连接。

(3) 肋组件装配。

肋组件装配主要包括根肋组件(前后段)、2、3 肋组件(前后段、角材)、4、5、6 肋组件(前后段、角材)。各零组件的定位方法为:根肋组件分为前后段,根肋前段通过其副板

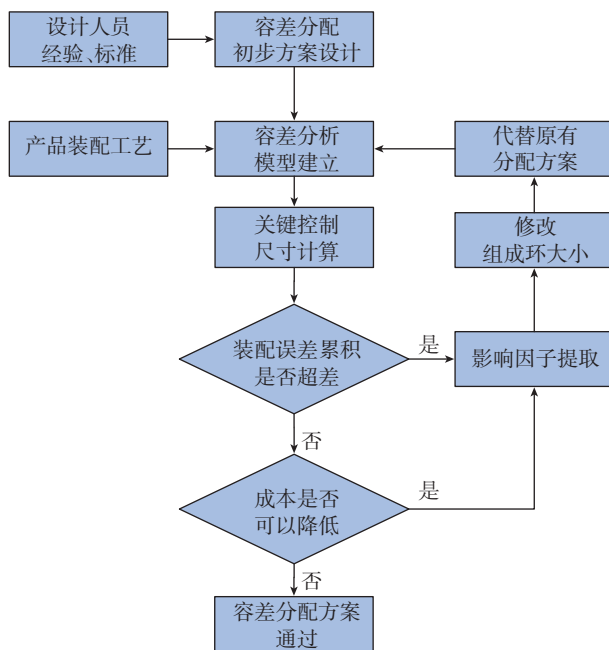


图1 容差分配方案设计与优化流程

Fig.1 Design and optimization flow for tolerance allocation plan

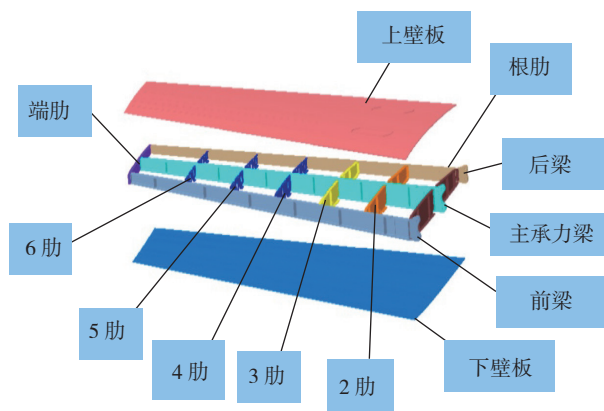


图2 机翼翼盒段结构

Fig.2 Aircraft wing box structure

面、上下缘条及前端面定位,与主承力接头加强筋搭接定位;根肋后段与其类似;2 肋组件分为前后段及连接角材,2 肋前段通过其副板面、上下缘条及前端面定位,与主承力梁通过角材连接,后段与其类似;3、4、5、6 肋组件的装配定位方法与 2 肋组件类似。

(4) 壁板组件装配。

壁板组件包括复合材料上下整体壁板,其装配顺序是先装下壁板,后装上壁板。其装配定位方法为:以骨架为定位基准,壁板与骨架贴合,壁板的后边缘和内侧边缘净边定位。

翼盒各组成部分的装配组成结构如图 3 所示。

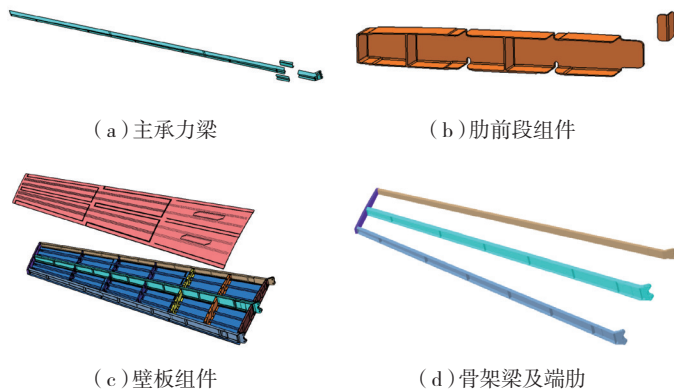


图3 翼盒组成部分
Fig.3 Wing box components

基于 3DCS 的翼盒容差分配方案设计优化

3DCS 是由 DCS 公司开发的三维公差分析软件,它基于分析对象的零部件几何尺寸、设计公差和定位基准、装配顺序等装配工艺,采用一组统计分布的三维点集进行建模,并模拟整体装配过程,利用蒙特卡洛法对预先定义的关键控制尺寸进行分析。本文利用 3DCS 软件针对上述翼盒的装配过程进行建模和仿真。

针对翼盒的装配,首先基于翼盒产品的设计模型,在 3DCS 软件中进行装配单元划分,并根据装配工艺进行装配基准标识和装配顺序定义,然后

根据设计要求分别对各环节初始公差值和关键控制尺寸进行定义,从而建立容差分析模型,其过程如图 4 所示。在进行装配容差分析时,作了如下初始假设:

(1) 所有零件均考虑为刚体,不考虑装配力、热膨胀或重力的影响。

(2) 工装用于定位的面轮廓度为 $\pm 0.12\text{mm}$,销钉位置度为 $\pm 0.12\text{mm}$ 。

(3) 机加零件的轮廓度为 $\pm 0.05\text{mm}$ 。

(4) 钣金件的轮廓度为 $\pm 1\text{mm}$ 。

根据设计要求,飞机翼盒的关键尺寸,即分析目标为:

(1) 前梁、后梁、主承力梁接头轴线与理论偏差应控制在 $\pm 1\text{mm}$ 以内。

(2) 端肋、根肋腹板轴线与理论偏差应控制在 $\pm 1\text{mm}$ 以内。

为此,在梁和端肋分别定义了测量点位,如图 5 所示。

3DCS 利用蒙特卡洛法进行装配过程的模拟仿真,从而得到与实际装配相近的理论分析结果。在任一次仿真过程中,每一个零件被随机添加 1 个在预先定义的初始公差范围内的尺寸波动值,然后随机抽取零件进行模拟装配,并产生与定义的关键控制尺寸对应的测量值。3DCS 软件会根据上述建模与仿真过程进行自动分析,产生分析计算结果。本文中取样次数为 2000 次,即软件模拟翼盒装配共 2000 次数。图 6 为主承力梁

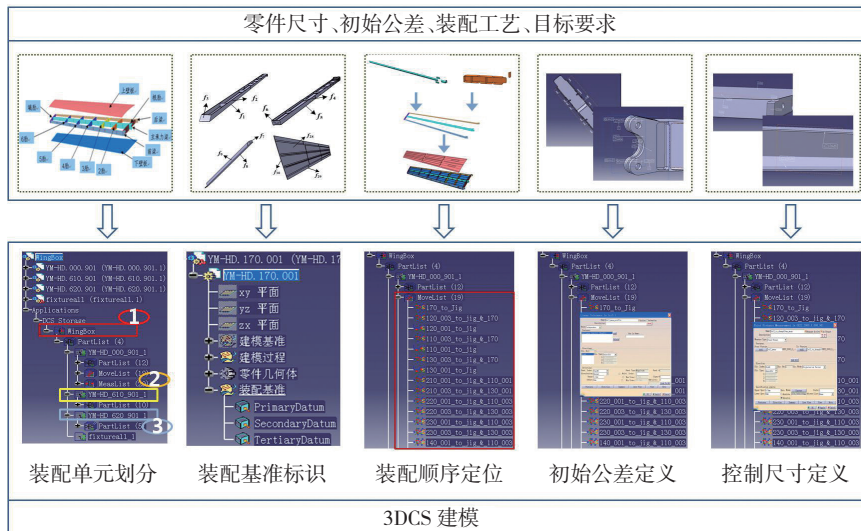


图4 3DCS翼盒容差模型构建流程

Fig.4 Model building flow of wing box tolerance allocation based on 3DCS

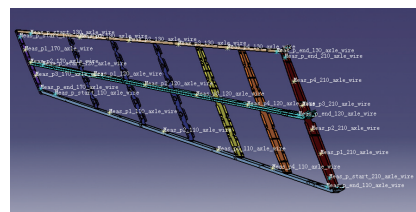


图5 容差模型中测量点位布置

Fig.5 Allocation of measurement points in tolerance model

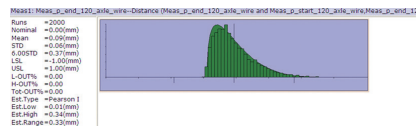


图6 主承力梁接头第六点与理论轴线的偏差分布

Fig.6 Deviation distribution of the 6th point at main beam join and its theoretical axis

接头上的一个测量点与其理论轴线的偏差分布结果。从图中可以看出,该测量点的结果数值都在预先规定的尺寸要求范围之内,翼盒的容差分配方案为合格。

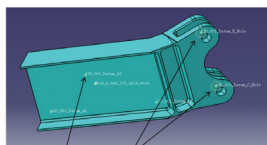
模拟仿真的结果还包括对所有测量结果有影响的一系列几何影响因子以及它们对测量结果误差的贡献度,如图7所示。如果该测量结果出现超差情况,则需要对装配过程中的工艺方案及零件和工装的初始公差设计方案进行调整,之后再次进行装配模拟与计算,直至分析结果满足精度和成本要求。在此过程中,可以根据贡献度最大优先调整为原则,选择零件或公差的关键特性进行公差值的调整。

交互式容差模型优化

通常,由于设计人员自身经验有限、产品装配过程过于复杂等原因,容差分配方案的设计很难一次就满足要求,这就需要不断对各零件或工装的初始公差进行调整,反复迭代容差模型。在三维公差分析软件3DCS中,对某一个基准点或测量点进行公差修改的过程较为复杂,迅速找到目标点并将公差值调整到合适的范围较为不易。本文基于CATIA CAA设计并开发了交互式容差模型优化软件工具,基于3DCS的容差分析结果,在CATIA产品结构树上创建零组件的容差分配信息,以交互方式实现对生成的容差分配方案中的公差信息进行编辑和修改,包括容差分布类型、容差范围和偏移值等,如图8所示。修改后的容差模型自动转化为3DCS可识别的格式进行导入,从而进行快速的新一轮模拟装配和分析计算。同时,该软件工具还实现了在三维几何模型上的自动标注和关联性表达,如图9所示。

结束语

飞机产品的装配工艺过程复杂,



Index	Tolerance	Point	Part	Range	Percent	Graph
1	定位销位置度	主承力梁接头C基准	型架	H(+0.240mm)	37.39%	
2	定位销位置度	主承力梁接头B基准	型架	H(+0.240mm)	26.72%	
3	定位销位置度	主承力梁接头A2基准	型架	H(+0.240mm)	15.27%	
4	定位销位置度	主承力梁接头A1基准	型架	H(+0.240mm)	2.99%	
5	测量点轮廓度	主承力梁第六测量点	主承力梁接头	H(+0.100mm)	2.59%	
6	定位销位置度	主承力梁接头A3基准	型架	H(+0.240mm)	2.02%	
7	孔轴同轴配合	主承力梁接头C基准	主承力梁接头/型架	C(+0.052mm)	1.52%	
8	孔轴同轴配合	主承力梁接头B基准	主承力梁接头/型架	C(+0.052mm)	1.49%	

图7 各环节贡献度

Fig.7 Tolerance contribution of each facts

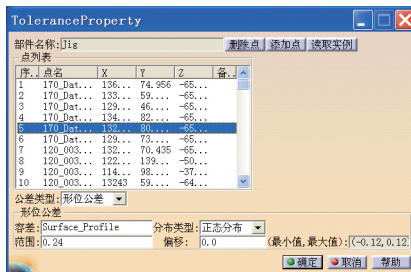


图8 容差分配方案快速调整交互式窗口

Fig.8 Interactive window plan rapid adjustment for tolerance allocation

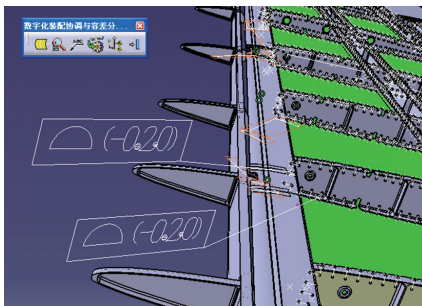


图9 根据容差信息创建的三维标注

Fig.9 3D annotation based on tolerance information

涉及到的零件数量和工装数量多,计算机辅助的手段已经成为合理的制定容差分配方案的必要条件。本文对飞机产品的容差分配方案设计与迭代优化的过程进行了梳理。同时,针对典型机翼翼盒的装配进行了装配顺序、工艺基准及定位方法等工艺过程的解析,利用3DCS对翼盒产品进行了模拟装配,分析了容差分配方案的合理性。最后,设计并开发了交互式容差模型优化软件工具,实现了容差模型的快速更新,从而加快方案优化过程,提高了容差分配方案制定的效率。

参考文献

[1] 王炬,侯志霞,李光丽,等.面向装配的飞机数字化设计技术[J].航空制造技术,2014(21):63-65.

WANG Heng, HOU Zhixia, LI Guangli, et al. Digital design technology for aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(21):63-65.

[2] 郭长虹,席平.基于装配尺寸链的计算机辅助飞机公差设计[J].航空制造技术,2006(8):83-86.

GUO Changhong, XI Ping. Computer aided air craft tolerance design based on assembly dimension chain[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006(8):83-86.

[3] 钱丽丽.飞机典型部件容差分配技术研究[D].杭州:浙江大学,2015.

QIAN Lili. Research on tolerance distribution of aircraft components[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015.

[4] 李原.大飞机部件数字化柔性装配若干关键技术[J].航空制造技术,2009(14):48-51.

LI Yuan. Key technologies for digital flexible assembly of large commercial jet component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(14):48-51.

[5] HILLYARD R C. Dimensions and tolerances in shape design[D]. England, Cambridge University, 1978.

[6] 尹峰,王巍,梁涛,等.基于关键特性的数字化容差分配技术研究[J].航空制造技术,2011(22):53-56,80.

YIN Feng, WANG Wei, LIANG Tao, et al. Research of digital tolerance distribution technology based on key characteristics[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(22):53-56,80.

[7] 何胜强.飞机数字化装配技术体系[J].航空制造技术,2010(23):32-37.

HE Shengqiang. Digital assembly technology system of aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(23):32-37.

[8] 张黎,魏小辉,印寅,等.基于3DCS的大型客机主起落架收放机构容差分析[J].机械设计与制造,2012(7):73-75.

ZHANG Li, WEI Xiaohui, YIN Yin, et al. Tolerance analysis for the landing gear of one large-type aircraft based on 3DCS[J]. Machining Design and Manufacture, 2012(7):73-75.

[9] 张岩,莫蓉.基于低偏差序列样本的装配公差分析方法[J].计算机集成制造技

(下转第83页)