

# 飞机装配型架骨架优化布局方法研究与应用<sup>\*</sup>

吴 璇,张宏博,郑联语

(北京航空航天大学机械工程及自动化学院,北京 100191)

**[摘要]** 装配型架的骨架布局设计需要综合考虑与装配产品和定位夹紧件的约束关系,设计过程繁琐复杂,且很难达到最优设计。为了提高骨架的设计效率和设计质量,提出一种基于最小二乘法的骨架优化布局方法。首先基于最小二乘法建立了骨架优化布局的数学模型,其次建立了不同装配产品定位特征分布情况下的模型最优求解算法,最后以 CATIA 系统为平台基于 CAA 二次开发实现了该骨架优化布局算法,通过某型飞机翼面和前机身产品验证了该算法的有效性。该方法使骨架布局设计更简单快捷,且是优化设计结果,能有效缩短设计周期,大大提高骨架设计质量。

**关键词:** 飞机装配型架;骨架布局;优化设计;最小二乘法;CAA 开发

## Research and Application on Optimal Layout Design Method for Aircraft Assembly Jig Skeleton

WU Xuan, ZHANG Hongbo, ZHENG Lianyu

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China)

**[ABSTRACT]** The skeleton layout design of assembly jig needs to consider the constraint relationship with assembly products and locators or clamps. Therefore, the design process is complicated and difficult to achieve optimal design. In order to improve the design efficiency and design quality of the skeleton, an optimal layout design method for aircraft assembly jig skeleton based on least square is proposed in this paper. Firstly, the optimal mathematical model of skeleton optimization layout is established based on least square method; then the optimal solution algorithm of the model is established under the different positioning feature distribution situation of assembly products; finally, the optimal layout algorithm of the skeleton is realized based on CATIA system and CAA technology, the effectiveness of this algorithm is verified by the aircraft wing and front fuselage products. The algorithm makes the skeleton layout design simpler and faster, and also be the optimal design result, which can effectively shorten the design cycle and greatly improve the design quality.

**Keywords:** Aircraft assembly jig; Skeleton layout; Optimal design; Least squares; CAA development

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2018.18.074

飞机装配型架是飞机装配中专用的工艺装备,在完成飞机产品从零组件到部件装配以及总装配的过程中,用以保证飞机产品的互换协调、外形几何参数和准确度。它由骨架、定位件、夹紧件和辅助设备组成,其中,骨架是飞机装配型架的基体,主要用于定位器、夹紧器的固定和支撑,同时确保这些元件空间位置的准确性和稳定性<sup>[1]</sup>。但是,骨架设计过程复杂,主要应考虑飞机外形和定位夹紧特征位置的约束,同时还需考虑结构开敞性、产品上下架、工装稳定性和美观等非数值型条件

的约束。现有设计方法和工具随意性大,主要依赖设计人员个人水平,设计质量和规范性不高,并且设计工作量大,难以满足飞机型号设计周期越来越短的要求。因此,骨架的设计效率和设计质量对型架的研制进度和性能具有全局性的影响。

国内学者针对型架骨架结构设计进行了较为广泛的研究,这些研究主要集中在骨架结构布局、骨架结构造型和骨架接头处理等方面。针对骨架结构造型和骨架接头处理的研究较多,而且已经有成熟的功能实现。北航的郑国磊研究团队提出使用线元、线链等概念构建骨架轴线模型,实现了元件造型的算法<sup>[2]</sup>,并开发了柔性装配工装 FixCAD 系统的骨架设计功能<sup>[3]</sup>;后续研

<sup>\*</sup> 基金项目:国防基础科研项目(JCKY2016601C004);数字化设计与制造技术北京市重点实验室项目;航空高端装备智能制造技术工信部重点实验室项目。

究了自动识别飞机装配件外形和结构特征,在此基础上提出一种基于装配件包围盒的骨架关联设计原理及算法<sup>[4]</sup>,进一步提高了骨架设计的自动化程度。南航的安鲁陵研究团队提出采用型架骨架设计重用技术,设计了常用飞机型架骨架线框库,并研究了创成设计时骨架线框的构造方法和骨架元件接头处的相贯处理<sup>[5-7]</sup>。这些骨架结构设计方法都只考虑了与飞机装配件的外形尺寸等的关联关系,未考虑与定位夹紧件的关联关系,尤其是在定位夹紧件数量众多时,这样设计的骨架结构会造成定位夹紧件结构复杂,甚至导致骨架返修,延误制造周期,严重影响设计效率。针对骨架结构布局的研究较少,南航的潘志毅、黄翔等提出了一种依据布局约束要求分级演进求解的布局设计算法,即依次通过定位点级、元件级和工装级骨架轴域域的演进求解获取骨架元件的合理位置<sup>[8]</sup>,但是该算法未探究在求解的众多骨架域中如何选出最优解,并且该算法未探究无法求得骨架域时的解决方案。

以上骨架设计方法主要是针对传统焊接型架,北航的郑联语研究团队重点展开了基于盒式连接可重构柔性工装(型架由一系列标准的梁和连接装置通过螺栓拉紧固定,其整体结构可调节、可拆卸,通过改变工装构型能适用于不同的飞机装配工装需求场合)的设计方法的研究<sup>[9-10]</sup>,提出一种同时利用工装检索、综合工装配置和模块化设计的工装快速设计方法<sup>[11]</sup>,其本质是一种基于实例的设计重用技术,通过对原有实例进行局部调整修改,能够快速配置出产品族的系列化工装,但骨架设计与修改的方法仍依赖于设计人员的知识经验,自动化与智能化水平有待提高。

基于以上问题,本文提出基于最小二乘法的飞机装配型架骨架优化布局设计方法,该方法综合考虑了骨架与装配件及定位夹紧件的关联关系,讨论了不同产品定位特征情况下的最优解,在传统焊接型架和可重构型架中皆适用。基于此算法,以CATIA系统为平台,开发和实现了骨架布局设计软件,该软件在某垂尾和前机身装配型架骨架的设计中应用验证,具有实用性,大大提高了骨架设计的效率和质量。

## 1 基本定义与问题描述

### 1.1 型架梁的定义

飞机装配型架骨架有其独特之处:骨架是由许多梁(型材多为槽钢、角钢、圆管和方钢等)组成,梁的截面形状沿轴线方向保持一致。根据型架梁是否安装定位夹紧件,将骨架结构分为主型架梁和辅助型架梁,如图1所示,其中标注的两根梁是主型架梁,其余的梁都是辅助型架梁。

定义1——主型架梁:骨架中安装定位夹紧件的梁。主型架梁上一般安装若干个定位夹紧件,因此要确保主型架梁布局设计的合理性,需要综合考虑骨架与定位夹紧件之间的设计协调关系。

定义2——辅助型架梁:骨架中不安装定位夹紧件,主要起辅助支撑作用的梁。辅助型架梁的设计布局主要考虑骨架的稳定性、强度及人机工程等因素,其设计随意性较大,形式多样,主要依赖设计员的经验和习惯。

### 1.2 问题描述

型架骨架设计过程中最复杂和最关键的问题就是主型架梁的设计,设计时需要综合考虑装配产品上的所有定位特征(一般为孔、平面和型面),只要产品的定位特征发生变化(包括定位特征的个数变化和定位特征的位置变化),主型架梁就要重新设计。由于还未建立科学合理的主型架梁的设计方法,经验不足的设计人员需要多次试错才能设计出满足要求的主型架梁,并且由于设计人员的专业水平的差异会导致设计的精确性和可靠性受到很大限制,很难达到最优设计。

型架梁可以采用沿长度方向的中心轴线来代替,因此骨架结构的布局可以采用这些空间的直线来表示。定位器结构包括工作部分和支撑部分,工作部分与飞机装配件进行定位,支撑部分一般由支臂和底座组成,通过底座与主型架梁相连,如图2所示。由于主型架梁的

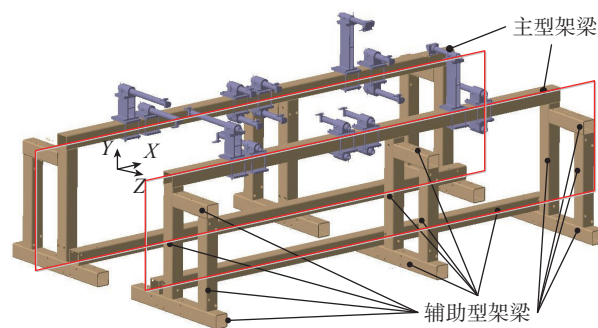


图1 装配型架骨架中主型架梁与辅助型架梁示意图  
Fig.1 Main beam and auxiliary beam sketch of aircraft assembly jig skeleton

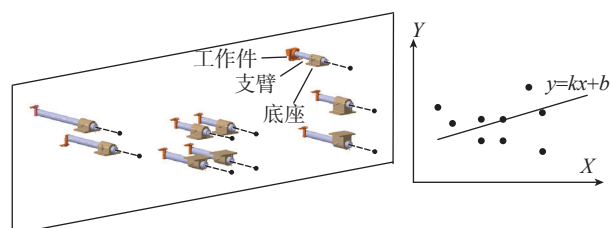


图2 定位器布局的三维空间投影变换到二维平面  
Fig.2 Locators layout of 3D space is transformed into a 2D plane by projection

作用是安装所有定位器,若定位器工作部分与主型架梁距离过短,会影响工人的操作空间;若距离过长会影响定位器的刚度和使用性能。因而,综合考虑所有定位器的位置后,定位器工作部分与主型架梁的距离之和在满足使用要求的前提下越小越好。

由此,主型架梁的优化布局设计问题可以表述为:已知空间内所有定位器的位置,求解主型架梁的位置,使得空间内所有定位器的工作部分到主型架梁的距离之和最小,要求所有定位器都不会与主型架梁发生干涉且定位器在满足刚性和稳定性的条件下能放置在主型架梁上。

定义3——投影平面:垂直于定位夹紧件支臂轴线的面,投影平面与定位夹紧件的工作件之间的距离就是定位夹紧件的支臂长度,根据定位夹紧件安装方向的不同,投影平面可以有多个。

建立投影平面时,需要满足各个定位夹紧件的支臂刚度,需要预留型架安装过程中钻铆焊等操作的空间。因此,综合考虑这些因素和所有定位夹紧件的定位位置后所得到的最佳平面就是投影平面,如图1所示,其中标注的2个红色平面就是投影平面,确定了投影平面也就确定了主型架梁在XZ平面的最佳位置。

建立投影平面后,上述空间布局问题可以转化为投影平面内的平面布局问题:在给定定位夹紧件的位置条件下,各定位夹紧件的支臂圆心点在投影平面内的位置可表征定位器的布局特征。例如图1所示的定位器在投影平面内的支臂圆心点布局特征如图2所示。此时,主型架梁布局设计的关键问题就是综合考虑各定位夹紧件布局位置后确定主型架梁在投影平面内的直线方程,使得所有定位器能方便安装在主型架梁上不会发生干涉,且从符合使用性能和开敞域等方面考虑使得主型架梁处于最佳位置。

## 2 建立优化数学模型

### 2.1 模型的参数及其符号定义

设飞机装配件的设计坐标系为原点,主型架梁在投影平面内的直线方程 $y=kx+b$ ;  $2d$ 为型架梁的截面边长,假设型架梁为方钢; $n$ 为定位器个数, $(x_i, y_i)$ 为定位器支臂圆心点投影到XY平面的坐标,其中 $i \in [1, n]$ ;  $r_i$ 为定位器底座的半径,也是定位器底座高度的最小值; $c$ 为定位器底座的高度最大值,  $2w$ 为定位器底座的宽度; $f$ 为定位器与主型架梁之间的连接接头的厚度。针对可重构型架,  $f$ 是定值;针对焊接型架,定位器底座直接焊接在主型架梁上,不存在连接接头,则 $f$ 为0;  $g$ 为定位器与辅助型架梁的最小安全距离;  $p$ 为型架梁之间连接的关节宽度(针对可重构

型架),若是焊接型架,则 $p$ 为0;上述几何参数及表示如图3所示。

### 2.2 基于最小二乘法的优化数学模型的建立

主型架梁优化设计的目标函数是寻求一条直线,使得平面内所有点到这条直线的距离和最小,这是一个线性最小二乘法问题。最小二乘法作为一种重要的统计优化技术,通过最小化误差的平方和来确定一组数据的最佳预设函数匹配。为此本文基于最小二乘法建立了一种优化数学模型,方便设计人员准确获得合理和最优化的空间直线,提高主型架梁布局设计的效率。优化数学模型为:

$$\begin{aligned} \min f(k, b) &= \sum_{i=1}^n (y_i - kx_i - b)^2 \\ \text{s.t. } |y_i - kx_i - b| &\geq A \quad (A = r_i + f + d) \\ |y_i - kx_i - b| &\leq B \quad (B = c + f + d) \end{aligned} \quad (1)$$

如图3所示,上述优化模型中有两个约束条件:(1)定位器支臂圆心点到主型架梁中心轴线的距离必须大于等于定位器底座高度的最小值 $r_i$ 、连接接头的厚度 $f$ 及梁截面边长的一半 $d$ 之和;(2)定位器支臂圆心点到主型架梁中心轴线的距离必须小于等于定位器底座高度的最大值 $c$ 、连接接头的厚度 $f$ 及梁截面边长的一半 $d$ 之和。

## 3 骨架优化布局设计算法

将优化数学模型的目标函数(式(1))分别对设计变量 $k$ 和 $b$ 求偏导数,令这两个偏导数等于0,求解得:

$$k = \frac{n \sum x_i y_i - \sum x_i \sum y_i}{n \sum x_i^2 - (\sum x_i)^2} \quad (2)$$

$$b = \frac{\sum y_i}{n} - k \frac{\sum x_i}{n} = \frac{\sum x_i^2 \sum y_i - \sum x_i \sum x_i y_i}{n \sum x_i^2 - (\sum x_i)^2} \quad (3)$$

为了方便工装安装的过程,一般要求主型架梁的轴线方向与定位器支臂轴线方向垂直。针对这个特点,由此可知模型(式(1))中的设计变量 $k=0$ ,故模型可以简化为:

$$\begin{aligned} \min f(b) &= \sum_{i=1}^n |y_i - b| \\ \text{s.t. } |y_i - b| &\geq A \quad (A = r_i + f + d) \\ |y_i - b| &\leq B \quad (B = c + f + d) \end{aligned} \quad (4)$$

对目标函数,求解得:

$$b = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \quad (5)$$

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \quad (6)$$

目标函数的解(式(6))是主型架梁的最优位置,但最终解还需考虑约束条件,针对不同的飞机产品,定位特征布局也不相同,还需分情况讨论。本文建立的主型架梁优化布局设计方法的流程如图4所示,求解

过程分为 2 种情况,其中情况 1 较少遇到,大多数是情况 2。

情况 1: 目标函数的解满足约束条件。

上述求得的直线方程满足约束条件,如图 5 所示,则主型架梁的直线方程是  $y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}$ 。

情况 2: 目标函数的解不满足约束条件。

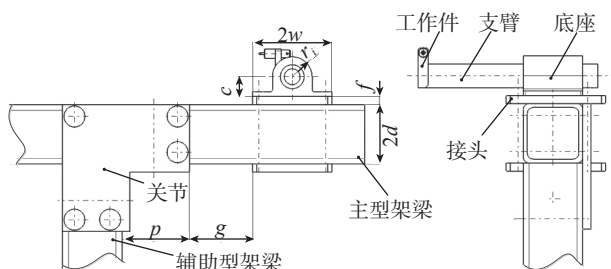


图3 骨架结构的主要几何参数及含义

Fig.3 Main geometric parameters and meanings of skeleton structure

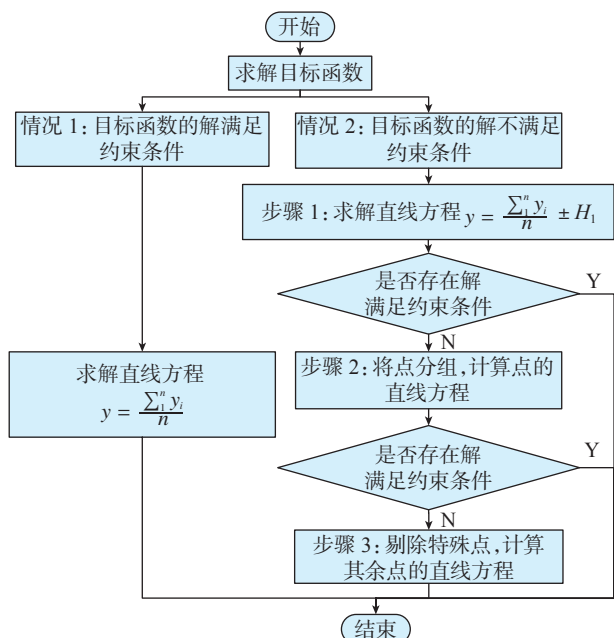


图4 主型架梁布局设计算法流程图

Fig.4 Flow chart of main skeleton beam layout design algorithm

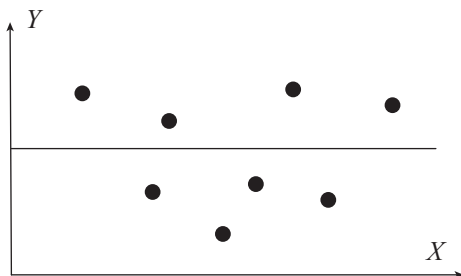


图5 满足约束条件

Fig.5 Meeting constraint requirements

数学模型中的约束条件可以表述为:

约束条件 1: 直线  $y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}$  与任一点的距离大于等于  $A$ , 即任一定位器与主型架梁的最优位置无干涉。

约束条件 2: 直线  $y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}$  与任一点的距离小于等于  $B$ , 即任一定位器与主型架梁的最优位置的距离都符合要求。

步骤 1: 从主型架梁最优位置开始沿  $+Y$  方向和  $-Y$  方向移动直线  $y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}$ , 使之移动最短距离  $H_1$  且与任一点的距离大于等于  $A$ , 小于等于  $B$ , 从这两条直线中选择一条距离  $y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}$  最近的直线, 若存在这样的直线, 则此直线是最终解, 主型架梁的直线方程:  $y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_1$ 。如图 6 (a) 所示, 定位器与主型架梁最优位置发生了干涉, 求解得图 6 (b) 所示的红色直线是最终解。如图 7 (a) 所示, 若红色点所代表的定位器与主型架梁的最优位置距离太远, 求解得图 7 (b) 所示的红色直线是最终解。

步骤 2: 若无法求得直线  $y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_1$ , 表明定位器在  $Y$  方向分布太密集, 如图 8 所示, 或者定位器在  $Y$  方向分布太分散如图 9 所示。因此将这些点分组考虑, 对于每组点重新构建直线方程式, 在分组的位置需要添加辅助型架梁, 其作用是连接分组后的每段主型架梁, 并可以辅助支撑以确保型架的稳定性, 因此它的最佳位置是在分组后的每组定位器的正中间。

(1) 设分界直线  $x = A_j$ , ( $j \in [1, m]$ ,  $A_j \geq 0$ ), 其中  $m$  表示分组的组数,  $1 < m \leq \frac{n}{2}$ , 建立求解分界直线的数

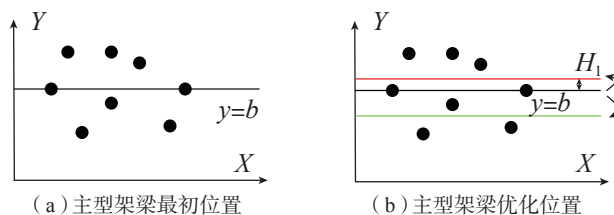


图6 定位器与主型架梁最优位置干涉

Fig.6 Locators interfere with optimal position of main beam

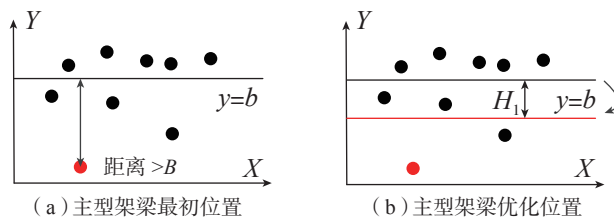


图7 定位器与主型架梁最优位置距离过大

Fig.7 Distance between locators and optimal position of main beam is too far

学模型:

$$\min f(A_j) = \left| A_j - \frac{(x_1 + x_n) \times j}{m} \right|$$

$$\text{s.t. } \left| x_i + \frac{x_1 + x_n}{2} - A_j \right| \geq C \quad (C = w + g + p + d) \quad (7)$$

模型中目标函数的含义是分界直线所代表的辅助型架梁距离每组定位器的正中间位置最近,约束条件的含义是,定位器与辅助型架梁的距离要满足型架的结构要求和定位器安装时的工作空间要求,如图3所示。

(2)先取  $m=2$ ,若  $m=2$  无解则取  $m=3$ ,若  $m=3$  无解则取  $m=4$ ,以此类推,  $m$  的最大值为  $\frac{n}{2}$ 。当  $m > \frac{n}{2}$  时,不必求解投影直线方程,因为若主型架梁分段太多,会导致空间布置紧密,影响骨架的开敞性。当  $m=2$  时,则  $j=1$ ,分界直线最佳位置是  $x = \frac{x_1 + x_n}{2}$ ,若满足约束条件(式(7)),则按照步骤1的方法分别求解两组点所对应的两条投影直线方程,如图8(b)所示,主型架梁的直线方程是:

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_1, (0 < x_i < \frac{x_1 + x_n}{2})$$

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_2, (\frac{x_1 + x_n}{2} \leq x_i \leq x_n) \quad (8)$$

若不满足约束条件(式(7)),则修改分界直线的位置。从  $x = \frac{x_1 + x_n}{2}$  位置处开始沿 +X 方向和 -X 方向移动此直线,使之移动最短距离  $L_1$  且与任一点的距离大于等于  $C$  时,若按照步骤1的方法能求解出两组点所对应的投影直线方程,则从上述两条分界直线中选择一条距离  $x = \frac{x_1 + x_n}{2}$  最近的直线作为分界直线,分界直线方

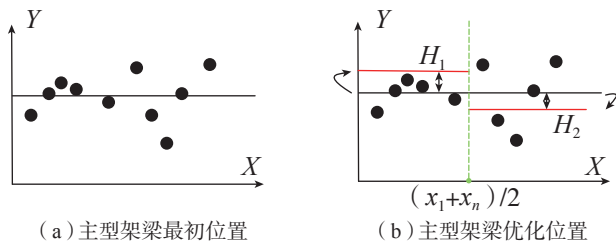


图8 定位器布局过密集  
Fig.8 Locator layout is too close

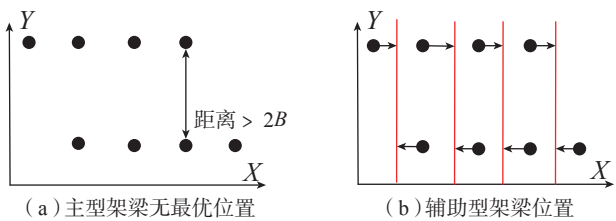


图9 定位器布局过分散  
Fig.9 Locator layout is scattered

程为  $x = \frac{x_1 + x_n}{2} \pm L_1$ ,则主型架梁的直线方程是:

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_1, (x_i < \frac{x_1 + x_n}{2} \pm L_1)$$

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_2, (x_i \geq \frac{x_1 + x_n}{2} \pm L_1) \quad (9)$$

(3)由  $m=2$  的求解过程类推  $1 < m \leq \frac{n}{2}$  时的求解过程,当  $1 < m \leq \frac{n}{2}$  时,分界直线方程  $x = \frac{(x_1 + x_n) \times j}{m} + L_j$ ,  $L_j$  是每条直线从  $x = \frac{(x_1 + x_n) \times j}{m}$  位置处分别移动的最短距离,移动后的分界直线与任一点的距离大于等于  $C$ 。按照步骤1能够求解出每组点所对应的投影直线方程,主型架梁的直线方程是:

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_1, (0 < x_i < \frac{x_1 + x_n}{m} + L_1)$$

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_j,$$

$$(\frac{(j-1)(x_1 + x_n)}{m} + L_{j-1} \leq x_i < \frac{j(x_1 + x_n)}{m} + L_j),$$

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n} \pm H_m, (\frac{j(x_1 + x_n)}{m} + L_j \leq x_i \leq x_n) \quad (10)$$

(4)当  $m > \frac{n}{2}$  时,使定位器全部安装在垂直于  $x$  轴的型架梁上,此时支臂圆心点距离型架梁轴线的距离是定位器座的高度  $r_i$ 、连接接头的厚度  $f$  及梁截面边长的一半  $d$  之和,如图3所示,因此主型架梁的直线方程是:

$$x = x_i \pm (r_i + f + d) \quad (11)$$

如图9(b)所示,箭头方向表示定位器的安装方向。

步骤3:若分组后仍无法求得解,表明可能存在相邻两个点  $(x_{k1}, y_{k1}), (x_{k2}, y_{k2})$ ,有  $y_{k2} - y_{k1} > 2B$ ,  $x_{k2} - x_{k1} < 2C$ ,即存在两个定位器在  $y$  方向距离太远,而在  $x$  方向距离又太近,如图10(a)所示。

将这两个点的其中一点先不考虑,其余的点按照步骤1计算投影直线,为这个特殊点单独添加一条与  $X$  轴垂直的直线,将这个点所代表的定位器安装在与  $X$  轴垂直的直线所代表的主型架梁上,其余点安装在投影直线所代表的主型架梁上,如图10(b)所示,箭头方向表示定位器安装方向。 $(x_{k2}, y_{k2})$  为这个特殊点的坐标,主型架梁的直线方程为式(12)。

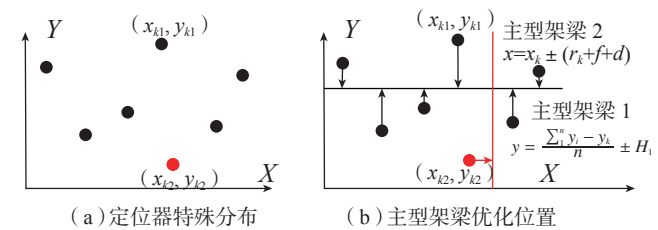


图10 定位器特殊分布情况  
Fig.10 Special distribution of locators

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i - y_{k2}}{n} \pm H_1$$

$$x = x_{k2} \pm (r_{k2} + f + d) \quad (12)$$

若求解不出投影直线,则将这两个点都不考虑,将其余的点按照步骤 1 计算投影直线,为这两个点添加一条与  $X$  轴垂直的直线,将这两个点所代表的定位器安装在与  $X$  轴垂直的直线所代表的主型架梁上。因此主型架梁的直线方程是:

$$y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i - y_{k1} - y_{k2}}{n} \pm H_1$$

$$x = x_{k2} \pm (r_{k2} + f + d) \quad (13)$$

若仍求解不出投影直线,则将其余点按照步骤 2 分组求解投影直线,为这两个点添加一条与  $X$  轴垂直的直线,将这两个点所代表的定位器安装在与  $X$  轴垂直的直线所代表的主型架梁上。

#### 4 算法实现与实例验证

本文在所提出方法的基础上,基于 CATIA 平台采用 CAA 工具开发了骨架布局设计软件模块。该软件模块集成于 CATIA 装配设计模块中,软件界面如图 11 所示,分为 4 个功能模块,分别是导入产品、安装定位夹紧件、骨架优化布局和添加辅助型架梁。软件实现过程为:

**导入产品:** 导入飞机产品的数模,以飞机坐标系为装配型架的设计坐标系。

**安装定位夹紧件:** 根据飞机产品上的定位特征选择相匹配的定位夹紧件及空间安装位置。将各定位夹紧件的支臂向垂直于支臂轴线的某平面内投影得到支臂圆心点的分布情况。

**骨架优化布局:** 根据圆心点的分布情况,按照本文提出的骨架优化布局设计算法计算主型架梁的中心轴线的数学方程式,即可确定主型架梁的布局位置。

**添加辅助型架梁:** 在主型架梁的基础上,考虑骨架的稳定性、强度、开敞性及人机工程等因素,添加辅助型架梁,形成完整的装配型架。

软件实现主要用到的函数功能有模型库和数据库的操作、坐标系变换、位置调整、点坐标获取和装配功能等,主要用到的 CAA 接口有 CATIPrtContainer、CATMathTransformation、CATIPProduct、CATDocument、CATICconnector 和 CATMathPoint 等,软件功能在多个型架实例中进行了验证。

(1) 在某型垂尾垂直安定面装配型架设计中验证。

图 12 (a) 为导入的垂尾垂直安定面的数模;根据定位特征添加定位器和外形卡板,如图 12 (b) 所示;将定位器支臂圆心点投影,根据定位器定位方向不同,分别投影到 4 个平面,投影平面是两个  $XY$  平面和两个  $XZ$

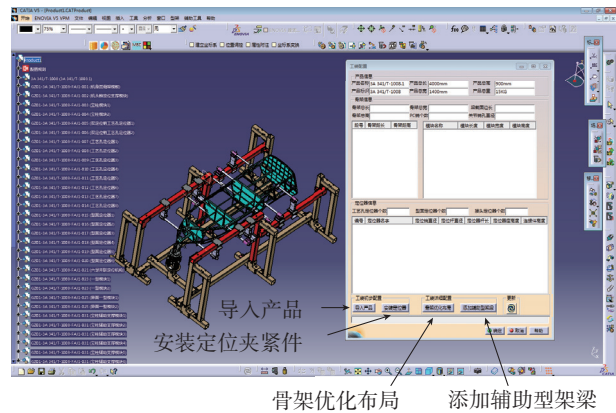


图 11 软件界面

Fig.11 Software interface

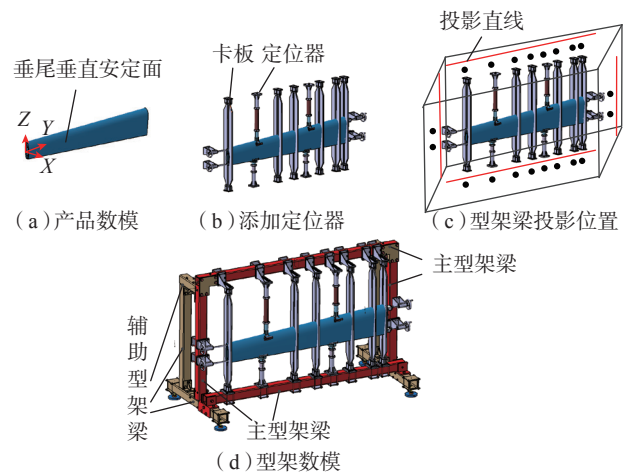


图 12 翼面类产品骨架优化布局设计过程

Fig.12 Skeleton optimization layout design process of the wing product

平面,投影点的数据和软件计算结果如表 1 所示,  $XY$  投影平面的投影点属于本文讨论的情况 1, 目标函数的解满足约束条件,  $XZ$  投影平面的投影点属于本文讨论的情况 2, 需要将目标函数的解沿  $-X$  方向移动一定距离, 找到满足约束条件的位置, 计算出主型架梁的中心轴线, 如图 12 (c) 所示, 计算得到的 4 条红色直线是主型架梁的中心轴线; 在此基础上添加辅助型架梁, 形成完整型架, 如图 12 (d) 所示, 该型架结构中 4 根红色的是主型架梁, 其余的是辅助型架梁。

(2) 在某 A 型无人机前机身装配型架设计中验证。

图 13 (a) 为导入的无人机前机身的数模; 根据定位特征添加定位器, 如图 13 (b) 所示; 将定位器支臂圆心点投影到 2 个平面, 投影平面是两个  $XZ$  平面, 投影点的数据和软件计算结果如表 2 所示, 属于本文讨论的情况 2, 需要将目标函数的解沿  $-Y$  方向移动一定距离找到满足约束条件的位置, 计算出主型架梁的中心轴线, 如图 13 (c) 所示的 2 条红色直线; 在此基础上添加辅

助型架梁,形成完整型架,如图13(d)所示,该型架结构中2根红色的是主型架梁,其余的是辅助型架梁。

(3)在某B型无人机前机身装配型架设计中验证。

图14(a)为导入的无人机前机身的数模;根据定位特征添加定位器,如图14(b)所示;将定位器支臂圆心点投影到2个平面,投影平面是两个XZ平面,投影点的数据和软件计算结果如表3所示,属于本文讨论的情况2,需要将中间的定位器先不考虑,其余定位器分两组,分别计算出主型架梁的位置,再将中间特殊的定位器安装在另一方向的主型架梁上,计算出主型架梁的中心轴线,如图14(c)所示的6条红色直线,绿色箭头方向表示定位器安装方向;在此基础上添加辅助型架梁,形成完整型架,如图14(d)所示,该型架结构中6根红色的是主型架梁,其余的是辅助型架梁。

### 5 结论

本文对骨架优化布局设计问题进行了描述,并引入主型架梁和辅助型架梁的概念,在此基础上提出一种基于最小二乘法的骨架优化布局设计算法,将骨架布局设计看作约束满足问题,通过对设计过程中涉及的参数、目标函数和约束条件进行研究,建立了不同情况下的模型最优求解方法。该算法不仅综合考虑了骨架与装配配件及定位夹紧件的关联关系,而且充分考虑到可定位

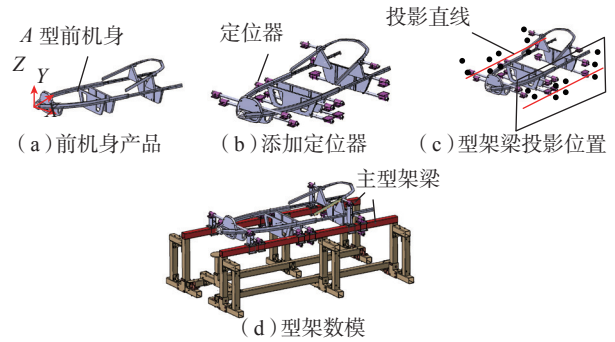


图13 某A型无人机前机身骨架优化布局设计过程

Fig.13 Skeleton optimization layout design process of front fuselage of UAV A

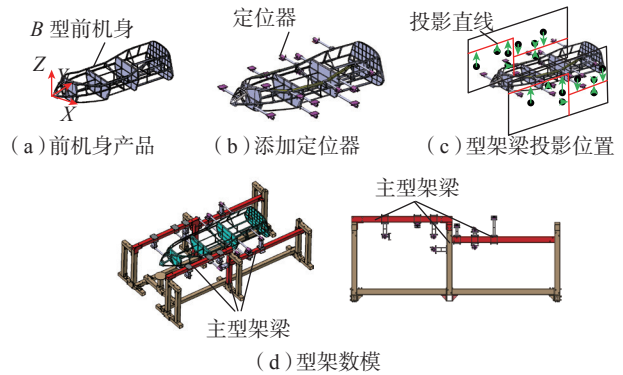


图14 某B型无人机前机身骨架优化布局设计过程

Fig.14 Skeleton optimization layout design process of front fuselage of UAV B

表1 垂尾垂直安定面数据和计算结果

Table 1 Data and calculation results of vertical stabilizer

项目	定位器编号																			
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
支臂圆心坐标	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$r_i$	230	230	0	0	0	0	0	0	0	0	230	230	0	0	0	0	0	0	0	0
投影平面方程	$y=-385$					$z=1218$					$y=3300$					$z=-770$				
目标函数的解	$b = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} = 0$					$b = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} = 0$					$b = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} = 0$					$b = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} = 0$				
主型架梁轴线方程	$x=-315$					$x=0$					$x=-315$					$x=0$				

表2 某A型无人机前机身数据及计算结果

Table 2 Data and calculation results of front fuselage of UAV A

项目	定位器编号																	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
支臂圆心z坐标	122	-122	-108	-413	-108	-413	364	-83	-448	122	-122	-108	-413	-108	-413	364	-83	-448
$r_i$	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50
投影平面方程	$x=-760$									$x=760$								
目标函数的解	$b = \frac{\sum_{i=1}^n z_i}{n} = -134.33$									$b = \frac{\sum_{i=1}^n z_i}{n} = -134.33$								
主型架梁轴线方程	$z=-267$									$z=-267$								

表3 某B型无人机前机身数据及计算结果  
Table 3 Data and calculation results of front fuselage of UAV B

项目	定位器编号															
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
支臂圆心点 $z$ 坐标	102	167	-108	-413	198	63	-362	362	102	167	-108	-413	198	63	-362	362
$r_i$	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50	50
投影平面方程	$x=-900$								$x=900$							
目标函数的解	$b = \frac{\sum_{i=1}^n z_i}{n} = 9$								$b = \frac{\sum_{i=1}^n z_i}{n} = 9$							
主型架梁轴线方程	$z=302 (1 \leq i \leq 3)$ $y=2225 (i=4)$ $z=-72 (5 \leq i \leq 8)$								$z=302 (9 \leq i \leq 11)$ $y=2225 (i=12)$ $z=-72 (13 \leq i \leq 16)$							

性、刚度要求、工装开敞性和人机工程等约束因素,在传统焊接型架和可重构型架中皆适用。基于此算法,以CATIA V5 系统为平台,在 VC++ 开发环境下基于 CAA 技术开发和实现了骨架布局设计软件,通过多个实例测试验证了本文所提出的骨架优化布局设计方法的有效性和实用性。该软件实现了骨架的快速布局,大大提高了型架骨架的设计效率和质量。

### 参考文献

- [1] 范玉青. 现代飞机制造技术 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
- FAN Yuqing. Manufacturing technology of modern aircraft[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2001.
- [2] 郑国磊, 朱心雄, 许德, 等. 飞机装配型架中骨架的数字化设计原理及实现 [J]. 航空学报, 2005, 26(2): 229-233.
- ZHENG Guolei, ZHU Xinxiong, XU De, et al. Principle and implementation of digital frame design for aircraft assembly fixtures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 229-233.
- [3] 邱益, 郑国磊, 饶有福, 等. 飞机柔性装配工装智能化设计 (FFixCAD) 系统 [J]. 航空制造技术, 2010, 53(24): 90-94.
- QIU Yi, ZHENG Guolei, RAO Youfu, et al. FFixCAD system for aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(24): 90-94.
- [4] 周婷, 曹巍, 郑国磊, 等. 飞机装配型架骨架的关联设计原理及算法 [J]. 航空制造技术, 2014, 57(8): 32-35.
- ZHOU Ting, CAO Wei, ZHENG Guolei, et al. Principle and algorithm of associated frame design for aircraft assembly fixtures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(8): 32-35.
- [5] 李汝鹏, 孙小峰, 安鲁陵. 飞机装配型架骨架 CAD 技术研究与应用 [J]. 航空制造技术, 2009, 52(16): 91-94.
- LI Rupeng, SUN Xiaofeng, AN Luling. Research and implementation of frame CAD technology for aircraft assembly jig[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(16): 91-94.
- [6] 田欢欢. 飞机工装典型结构的快速设计 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- TIAN Huanhuan. The rapid design for the typical structure of aircraft tooling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [7] 黄曜峰. 飞机装配型架快速设计技术研究与实现 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- HUANG Yaofeng. Research and implementation of rapid design technology for aircraft assembly fixtures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [8] 潘志毅, 黄翔, 李迎光. 飞机制造大型工装布局设计方法研究与实现 [J]. 航空学报, 2008, 29(3): 757-762.
- PAN Zhiyi, HUANG Xiang, LI Yingguang. Research and implementation of method of layout design for large tooling in aircraft manufacture[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 757-762.
- [9] 郑联语, 王建华. 盒式连接可重构柔性工装技术及应用展望 [J]. 航空制造技术, 2013, 438(18): 26-31.
- ZHENG Lianyu, WANG Jianhua. Development and application prospect of box-joint based reconfigurable and flexible tooling technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 438(18): 26-31.
- [10] 陈锡伟, 郑联语, 张宏博. 关联设计技术在翼面类部件可重构装配型架设计中的应用研究 [J]. 航空制造技术, 2017, 60(11): 46-51.
- CHEN Xiwei, ZHENG Lianyu, ZHANG Hongbo. Study on associated design technology in design of reconfigurable assembly jigs for wing components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(11): 46-51.
- [11] 郑联语, 刘清军, 张宏博, 等. 基于综合工装的盒式连接装配型架快速配置方法 [J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(10): 2426-2639.
- ZHENG Lianyu, LIU Qingjun, ZHANG Hongbo, et al. Rapid configuration for box-joint assembly jigs based on composite tooling[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2014, 20(10): 2426-2639.

通讯作者: 郑联语, 博士、教授, 研究方向为数字化智能化制造技术、数字化测量与质量控制技术、可重构柔性制造技术、制造系统建模与仿真技术, E-mail: lyzheng@buaa.edu.cn.

(责编 大漠)