

文章编号:1000-6893(2008)03-0757-06

飞机制造大型工装布局设计方法研究与实现

潘志毅, 黄翔, 李迎光

(南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016)

Research and Implementation of Method of Layout Design for Large Tooling in Aircraft Manufacture

Pan Zhiyi, Huang Xiang, Li Yingguang

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 飞机制造大型工装是保证飞机产品协调互换和几何参数的重要工艺装备,其研制工作量大,周期要求越来越短。目前,中国航空制造企业大型工装设计和制造并行的需求十分迫切,且亟需计算机辅助概念设计工具的支持。为此,对飞机制造大型工装的布局问题进行研究,引入逻辑构件对飞机制造大型工装进行抽象建模,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位域的演进求解获取骨架元件的合理位置,并结合人机域的求解进行工装布局设计。开发了相关布局设计工具,在某型号飞机后机身装配型架设计中应用验证,大大减少了设计迭代和返修率。

关键词: 布局设计; 工艺装备; CAD; 概念设计; 骨架; 装配型架

中图分类号: TH122; TP391 **文献标识码:** A

Abstract: Large tooling in aircraft manufacture is a mechanical product used to ensure the complex aircraft structure's figure and coordination. The workload of its design and manufacture is huge, and the developing cycle desired becomes shorter and shorter. It is needed urgently to fulfill concurrent design and manufacture for large tooling, and develop computer-aided conceptual design software to support large tooling design as well. In the light of the research on layout design and the large tooling model quoting logical component, a layout design algorithm based on classification and evolution computation according to layout restriction is brought forward. In this algorithm, rational situation of frame element is worked out by evolution computation of anchor-point level, frame element level and tooling level in turn. Computer-aided conceptual design software related is developed and applied to latter-airframe assembly tooling design. It proves less design iteration and lower percentage of tooling sent back.

Key words: layout design; tooling; CAD; conceptual design; frame; assembly tooling

飞机制造大型工装是飞机及其部件和段件在装配、焊接、检验和精加工等过程中,控制其形状几何参数所使用的具有定位功能的专用工艺装备,如装配型架、大型焊接工装、精加工型架、检验架等,具有体积庞大、结构复杂、尺寸协调困难、装配位置准确度要求高、协调安装过程复杂等特点和难点^[1]。飞机制造大型工装的设计和制造工作量大,但周期要求越来越短。

布局设计是概念设计的一个重要环节,是对产品构成要件进行分解、重组与再创造,获得合理布局方案的过程。目前布局理论的研究重点围绕二维、三维的实体布局、空间布局 and 智能布局,主

要集中在抽象层,其布局对象是一个泛化的概念,而产品布局包含了应用层次上的问题,必须结合具体布局对象一起加以考虑^[2]。国内外学者针对机床夹具布局设计方法进行了研究,主要采用线性规划、序列二次规划法、遗传算法和多目标优化算法等^[3-5],目前未查阅到有关大型工装布局设计的研究。

与普通机械产品相比,飞机制造大型工装的布局设计具有如下特点:①是概念设计的主体内容,决定了功能结构和人机工程等要素;②受到航空产品的制约,除了考虑工装内部约束之外,还需考虑与产品的约束;③受到飞机生产准备周期的制约,工装骨架要求提前设计完成并进行焊接时效,而骨架设计与定位夹紧件设计存在耦合关系,这对骨架布局设计的准确性提出了高要求。

收稿日期:2007-09-03; 修订日期:2007-12-10
基金项目:国家科技支撑计划(2006BAF01A43)
通讯作者:潘志毅 E-mail: panzhiyi@nuaa.edu.cn

文献[6-7]结合 FixCAD 系统项目,分别研究了飞机装配型架接头定位器和骨架的快速设计方法,并开发了相关设计工具,在很大程度上提高了设计效率,但未考虑以下因素:①将型架元件作为独立的对象进行研究,未考虑元件与飞机产品、元件之间的内在联系、协调环节与设计迭代,以及开敞性、刚度要求和人机工程等设计约束的影响。②主要研究标准结构,但飞机产品结构紧凑、空间狭窄,造成型架元件设计自由度大,设计结果常常因机型而异、因人而异,因此非标准结构应用更为广泛。

当前,国内飞机制造大型工装设计缺乏有效的计算机辅助概念设计工具,设计人员凭借经验进行骨架设计常常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。为此,针对某航空制造企业的具体需求,提出了飞机制造大型工装布局设计方法,所开发的设计工具在某型飞机后机身装配型架中应用验证。

1 布局问题描述

飞机制造大型工装主要由骨架、定位夹紧件和辅助装置组成,前两者构成工装的主体。骨架是工装的基体,主要用于定位夹紧件的固定和支撑,同时确保这些元件空间位置的准确性和稳定性。定位夹紧件是用于固定和压紧工件以确定产品几何参数或尺寸要素的元件,包括工作件和支撑件两部分。辅助装置包括产品支承调整装置、产品进出架吊运装置、工作架和工作梯等^[1]。

飞机制造大型工装的结构可以表示成由骨架元件(梁、柱等)集合 F 、定位夹紧件集合 L 、辅助装置集合 E 和关系 R 构成的四元组:

$$J = (F, L, E, R) \quad (1)$$

工装元件之间的关系 R 描述如下:

(1) 将产品结构中与定位夹紧件连接的部分称为产品定位特征 P ,则一个定位夹紧件一般连接一个产品定位特征,但有时考虑到开敞性等因素,可能连接多个定位特征,即定位夹紧件由一个支撑件和若干工作件组成。

(2) 以骨架元件上是否安装定位夹紧件为依据,将骨架元件分为骨架主元件 F_M 和骨架次元件 F_S 。一个骨架主元件上可能连接一个或多个定位夹紧件。

(3) 所有骨架元件焊接成一个整体,固定在地基或底座 B 上。

因此,飞机制造大型工装的布局设计可以看

做是产品定位特征依次通过定位夹紧件和骨架传递到地基的过程。飞机制造大型工装的布局问题可以描述成一个 4 层树状结构,如图 1 所示。

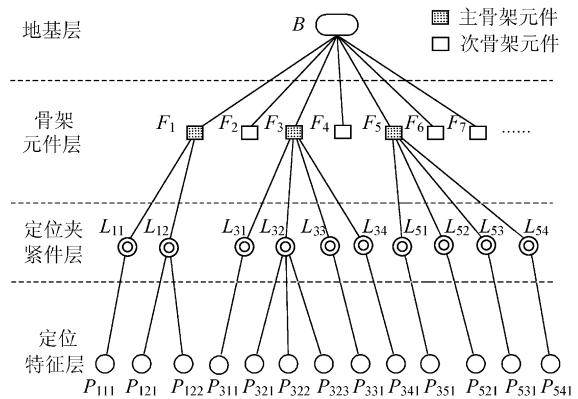


图 1 飞机制造大型工装的布局问题描述

Fig. 1 Description of layout for large tooling in aircraft manufacture

将上述 4 层结构中的各结点分别封装成集合,建立它们之间的依次映射,则关系 R 可表示为

$$R = P \rightarrow L \rightarrow F \rightarrow B \quad (2)$$

2 逻辑构件

设计空间是表示产品功能组件的一组抽象元素,一个设计空间实际上是被一个功能单元占用的子空间,即一个代表逻辑功能的子装配或组件的容器^[8]。引入逻辑构件概念,以逻辑构件的形式来表达飞机制造大型工装的设计空间和约束,以支持工装布局设计。

逻辑构件 (Logic Component, LC) 是真实结构的抽象表达,只强调与本设计阶段相关的信息,忽略其他信息,在粒度上可以是零部件,也可以是一些基本几何元素。逻辑构件具有形式化描述产品构成中特定功能需求的能力,包括一定的设计功能语义,具有高度的抽象性^[9-10]。

飞机制造大型工装布局设计在概念设计阶段完成,以避免工装结构大范围的设计迭代。此时,运用逻辑构件对工装结构进行抽象描述,即将与工装布局设计有关的关键信息提取出来进行抽象建模,而不考虑工装结构具体的零部件数据信息。大型工装逻辑构件是一组表征工装各主要元件布局位置和相互关系的基本几何元素,由其主要功能元件的逻辑构件综合表征。大型工装的布局设计主要围绕定位夹紧件和骨架的设计,以下分别研究它们的逻辑构件表示。

2.1 定位夹紧件逻辑构件的表示

随着航空产品结构复杂度的增加,以及标准定位夹紧件逐渐暴露出来的结构笨重和操作繁琐等缺点,工装设计过程中非标准定位夹紧件被大量采用。本文从不同的结构形式中抽象出一种统一的定位夹紧件表示方法,即对定位夹紧件逻辑构件进行表示。

依据对飞机制造大型工装布局问题的论述,定位夹紧件设计受到定位特征和骨架结构的制约。产品定位特征(接头和工艺孔等)与定位夹紧件工作件的连接方式为定位面贴合与定位孔轴对中,因此采用定位点 O 和过该点的定位方向向量 V (产品定位面法向)来表示定位夹紧件工作端。因此,定位夹紧件逻辑构件 $LC(L)$ 可以表示为连接定位点和骨架元素轴线的线段 OH 和过 O 点的向量 V 组成的二元组:

$$LC(L) = (OH, V), \text{ 且 } H \in F_j \quad (3)$$

式中: L 表示定位夹紧件; F_j 为骨架元素轴线。

定位夹紧件逻辑构件表征定位夹紧件的布局特征和设计要点,在此基础上可初步确定定位夹紧件的位置、刚度、开敞性、拆卸要求等,其几何表示如图 2 所示。

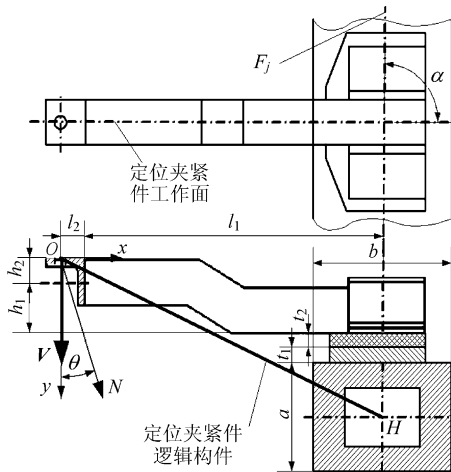


图 2 定位夹紧件逻辑构件的几何表示

Fig. 2 Geometric description of logical component of locator

2.2 骨架逻辑构件的表示

骨架由若干标准型材零件焊接而成,零件截面形状沿轴线方向保持一致。为简化工装安装过程,一般要求骨架元素轴线方向与定位方向垂直或平行。为保证工作件到达骨架的路径最短,定

位夹紧件工作面^[6]与骨架元素轴线的夹角一般 $\alpha=90^\circ$ 。骨架结构应简单和便于制造,要求骨架元素的相互位置满足一定规则。

因此,骨架逻辑构件 $LC(F)$ 可以表示为一组骨架轴线 $\{F_j\}$ 、骨架轴线与定位夹紧件的位置关系 $\{R_{FL}^i\}$ 以及骨架轴线之间的连接和位置关系 R_{FF} 组成的三元组,其几何表示如图 3 所示。文献[7]将骨架轴线定义为一组线链,并建立了骨架轴线模型算法。本文引入轴线模型来表示 R_{FF} 。

$$LC(F) = (\{F_j\}, \{R_{FL}^i\}, R_{FF})$$

$$R_{FL}^i = (F_j \perp V_i) \vee (F_j // V_i) \wedge (F_j \perp OH_i) \quad (4)$$

式中: F 表示骨架; V_i, OH_i 分别为第 j 个骨架轴线和第 i 个定位夹紧件连接时的向量和距离; \vee 表示关系或; \wedge 表示关系与。

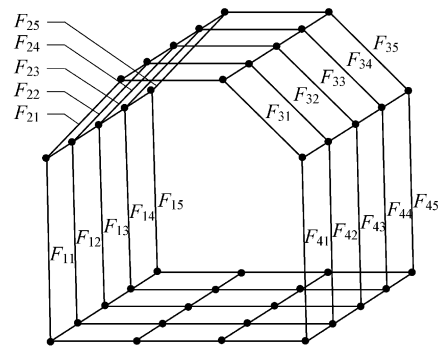


图 3 骨架逻辑构件的几何表示

Fig. 3 Geometric description of logical components of frame

3 布局设计算法

飞机制造大型工装设计所需满足的布局约束主要包括:定位夹紧件的可定位域和刚度,以及工装开敞性、骨架对齐要求和人机工程等,而骨架布局是飞机制造大型工装布局设计的重点。针对飞机制造大型工装布局设计的特点和难点,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位域的演进求解获取骨架元素轴线的合理位置。此外,充分考虑飞机装配过程中的人机工程因素,采用人机域控制产品在型架中的位置,进行骨架结构的布局。

3.1 定位点级骨架轴位域求解

给定定位夹紧件类型,针对某一定位点,所容许骨架元素轴线位置的合理区域称为定位点级骨

架轴位域,用 A_i^j 表示。 A_i^j 受到逆可定位域、定位夹紧件刚度和工装开敞性的制约,可以表示为逆可定位域 A_L 、刚度域 A_R 和开敞域 A_O 的交集,如图 4 所示。

$$A_i^j = A_L \cap A_R \cap A_O \quad (5)$$

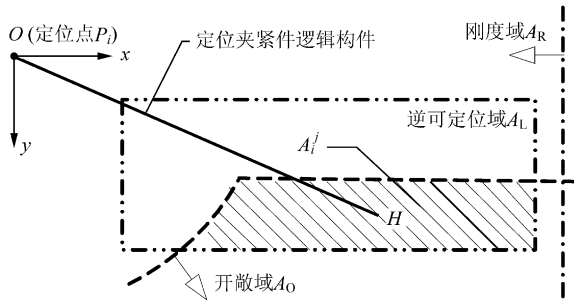


图 4 定位点级骨架轴位域

Fig. 4 Rational situation of frame element in anchor-point level

(1) 逆可定位域

可定位域是指在定位件工作面内利用现有可供选择的定位器可以定位的产品接头的位置区域^[6]。本文在可定位域基础上提出逆可定位域的概念,即为确保定位夹紧件与骨架良好连接,以定位点为固定点,反求骨架元素轴线允许的位置区域。针对同类定位夹紧件,逆可定位域与可定位域的形状相同,但逆可定位域的位置发生了变化,坐标系原点由骨架元素轴心 H 移到定位点 O ,构成一个长宽分别为 $(X_{H_{\max}} - X_{H_{\min}})$ 和 $(Y_{H_{\max}} - Y_{H_{\min}})$ 的矩形。逆可定义域可表示为

$$A_L = \{(x, y) \mid x \in [X_{H_{\min}}, X_{H_{\max}}], y \in [Y_{H_{\min}}, Y_{H_{\max}}]\} \quad (6)$$

式中: $X_H = l_1 + l_2$; $Y_H = a/2 + t_1 + t_2 + h_1 + h_2$ 。其中, $a, l_1, l_2, t_1, t_2, h_1, h_2$ 的定义参见图 2。

(2) 刚度域

定位夹紧件在工装中是悬臂梁结构,其刚度域可表示为

$$A_R = \left\{ (x, y) \mid \frac{N \cos \theta \cdot x^3}{3EJ} + \frac{qx^4}{8EJ} < \delta_{\max} \right\} \quad (7)$$

式中: EJ 为抗弯刚度; q 为重力均布载荷; N 和 θ 分别为定位点受力大小与受力角度; δ_{\max} 为定位夹紧件容许的最大挠度。

(3) 开敞域

使钻孔、铆接和焊接等工具易于接近产品进行装配工作是型架结构开敞性所考虑的主要问题。工装开敞域可表示为

$$A_O = \{(x, y) \mid \sqrt{x^2 + y^2} < D_O, y > G_O\} \quad (8)$$

式中: D_O 为主骨架元素轴线距离定位点所容许的最小值; G_O 为骨架元素容许工具操作的最小间隙。

3.2 元件级骨架轴位域求解

一个主骨架元素上一般安装若干个定位夹紧件,要确保各定位夹紧件设计的合理性,需实现多定位夹紧件与骨架的设计协调。

在给定位夹紧件类型条件下,各定位点所在骨架轴位域 A_i^j 向垂直于骨架元素轴线的某平面 S^j 投影,投影后各区域求交,所得到的交集为骨架元素轴线的合理区域。此时,一个骨架元素对应一个骨架轴位域,因此称为元件级骨架轴位域,用 A^j 表示,如图 5 所示。

$$A^j = \bigcap_{i=1}^n (A_i^j \rightarrow S^j) \quad (9)$$

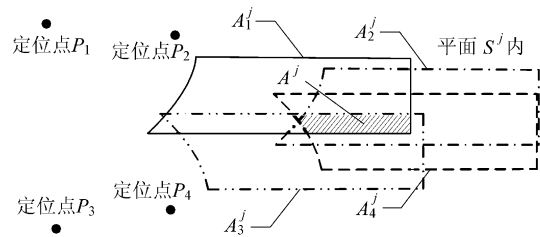


图 5 元件级骨架轴位域

Fig. 5 Rational situation of frame element in element level

3.3 工装级骨架轴位域求解

为便于制造,骨架元素间在一定程度上满足对齐和共面的规则。如图 3 中主骨架元素 F_{1k} ($k=1 \sim 5$) 相互平行和共面, F_{1l} ($l=1 \sim 5$) 相互连接且共面。一组需共面的骨架元素相互位置的协调过程如下:

(1) 选择投影平面 S , 尽量选择工装基准平面,避免与 A^j 垂直。

(2) 对每一组共面的骨架元素,将各骨架元素的 A^j 向平面 S 投影,并在平面 S 内沿垂直于共面方向建立向量 v 。

(3) 各投影后的元件级骨架轴位域 A^j 向 v 投影后求交,得到公共区域 V_k 。在 V_k 区域内选择骨架轴位域即可确保若干骨架元素轴线共面。

骨架结构通常由若干组沿 u 向和 v 向(一般 $u \perp v$)共面的骨架元素所组成,则工装级骨架轴位域可表示为

$$A = \{U_1, U_2, \dots, U_m, V_1, V_2, \dots, V_n\} \quad (10)$$

式中: $U_l = \bigcap_j (A^j \rightarrow S \rightarrow u)$, $l=1, 2, \dots, m$; $V_k = \bigcap_j (A^j \rightarrow S \rightarrow v)$, $k=1, 2, \dots, n$ 。

在 U_l 中取值 U_l^* , V_k 中取值 V_k^* , 使得点 $(U_l^*, V_k^*) \in A^{kl}$ 。则点 (U_l^*, V_k^*) 所对应的 A^{kl} 区域内的点为骨架元件轴线所在位置的一个解。以图3的骨架结构为例, 工装级骨架轴位域 A 和 (U_l^*, V_k^*) 的选取如图6。

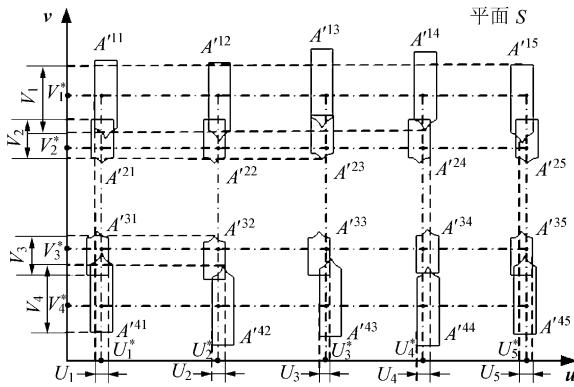


图6 工装级骨架轴位域

Fig. 6 Rational situation of frame element in tooling level

3.4 人机域求解

飞机产品在装配型架中的位置应有利于工人进行操作。文献[11]给出了不同工作姿态下的劳动生产率, 并指出: 当使用铆接工具操作时, 最有利的姿态是站立, 在高度为 1.1~1.4 m 范围内进行工作, 操作高度过高时可采用工作梯。

建立针对不同工作高度的铆接生产率经验图(如图7), 生产率 $r=f(h)$ 。图中: H_{\min} 和 H_{\max} 分别为最小和最大工作高度, 定义型架人机域 $A_H \in (H_{\min}, H_{\max})$; H_{F1} 和 H_{F2} 分别为借助一级和二级台阶的工作高度。

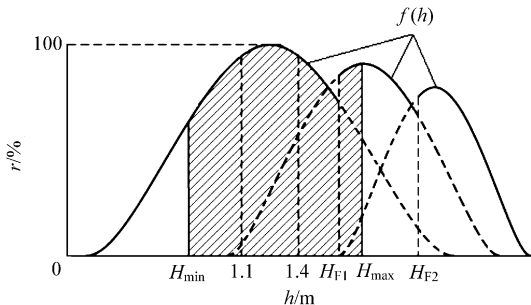


图7 铆接生产率经验图

Fig. 7 Rivet connection productivity figure

取工作高度差 $\Delta H = H_{\max} - H_{\min}$ 。 ΔH 由产品铆接位置决定, 工装设计时为一定值, 设平均劳动生产率为 \bar{r} , 在 \bar{r} 较大时选取人机域 A_H , 据此确定产品在工装中的高度。

$$\bar{r} = \frac{\int_{H_{\min}}^{H_{\min}+\Delta H} f(h) dh}{\Delta H} \quad (11)$$

4 系统实现与实例验证

在所提出方法基础上, 基于 CATIA 平台采用 CAA 工具开发了相关布局设计软件系统。软件实现过程如下:

(1) 系统采用框架表示与产生式表示相结合的方法, 对装配型架布局设计知识进行表示, 并基于 ORACLE 数据库建立型架设计知识库。知识库中, 以对象标识来区分不同的对象类, 以框架中的槽表示对象的静态属性。

(2) 建立型架坐标系, 在水平面上建立 S 投影平面。沿 u 向和 v 向以一定粒度在平面 S 内选取若干离散点。根据式(5)、式(9)和式(10), 运用工装布局设计算法依次求解定位点级、元件级和工装级骨架轴位域, 记录包含在区域内的所有离散点。在工装级骨架轴位域 A 内取若干组 (U_l^*, V_k^*) , 选取组合之一作为主骨架元件轴线所在位置。在求解过程中, 如果骨架轴位域为空, 修改骨架轴线与产品定位特征的位置或重新选择槽值后求解。

(3) 根据式(11), 求解 \bar{r} 较大时的 A_H , 据此计算产品在型架中的高度, 并调整骨架上梁高度。

(4) 在 CAD 系统中建立定位夹紧件和骨架逻辑构件模型, 在此基础上实施骨架元件建模和元件间相贯处理, 以及骨架刚度校核等过程, 完成后提交制造, 接下来开展定位器的详细设计。

所开发的飞机装配型架布局设计软件工具已在某型号飞机的后机身装配型架上应用验证, 包含逻辑构件的骨架和定位器详细设计结果如图8所示。

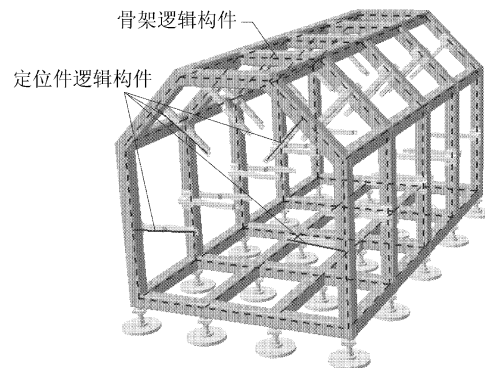


图8 后机身装配型架部分设计结果

Fig. 8 Part of latter-airframe assembly tooling design result

5 结 论

对飞机制造大型工装布局问题进行了描述,并引入逻辑构件对飞机制造大型工装进行抽象建模。在此基础上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,该算法实用性强、表达直观、实现方便。基于该算法所开发的布局设计工具充分考虑到可定位性、刚度要求、工装开敞性和人机工程等布局约束,为飞机制造大型工装提供了概念设计支持,大大减少了设计迭代,降低了返修率。以后的工作可对工装概念设计知识表达和协同概念设计进行研究。

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,2001:102-106.
Fan Yuqing. Manufacturing technology of modern aircraft [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2001:102-106. (in Chinese)
- [2] 孙守迁,黄琦. 计算机辅助概念设计[M]. 北京:清华大学出版社,2004:107-118.
Sun Shouqian, Huang qi. Computer-aided conceptual design[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004:107-118. (in Chinese)
- [3] Vallapuzha S, de Meter E C, Choudhuri S, et al. An investigation of the effectiveness of fixture layout optimization methods[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2002, 42(2): 251-263.
- [4] Kulankara K, Satyanarayana S, Melkote S N. Iterative fixture layout and clamping force optimization using the genetic algorithm[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2002, 124(1):119-125.
- [5] Pelinescu D M, Wang M Y. Multi-objective optimal fixture layout design[J]. Robotics and Computer Integrated Manufacturing, 2002, 18(5/6): 365-372.
- [6] 郑国磊,朱心雄,许德,等. 飞机装配型架接头定位器的自动设计[J]. 航空学报,2004,25(1): 79-83.
Zheng Guolei, Zhu Xinxiong, Xu De, et al. Automatic design for joint locators of aircraft assembly fixture[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004,25(1): 79-83. (in Chinese)
- [7] 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 fixture[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2):229-233. (in Chinese)
- [8] Csabai A, Stroud I, Xirouchakis P C. Container spaces and functional features for top-down 3D layout design[J]. Computer-Aided Design, 2002, 34(13): 1011-1035.
- [9] 蒋险峰,杨荣,张子公,等. CAD中的功构映射研究[J]. 计算机辅助设计与图形学学报,1997,9(5):442-448.
Jiang Xianfeng, Yang Rong, Zhang Zigong, et al. Research on function mapping in CAD[J]. Journal of Computer-Aided Design and Computer Graphics, 1997, 9(5): 442-448. (in Chinese)
- [10] 唐敦兵,郑力,李志忠. 计算机辅助模具概念设计系统的研究[J]. 计算机集成制造系统,2001,7(4):52-57.
Tang Dunbing, Zheng Li, Li Zhizhong. Research on computer aided die conceptual design system[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2001, 7(4): 52-57. (in Chinese)
- [11] 王云渤,张关康,冯宗律,等. 飞机装配工艺学[M]. 北京:国防工业出版社,1990:189-193.
Wang Yunbo, Zhang Guankang, Feng Zonglu, et al. Aircraft assembly technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1990: 189-193. (in Chinese)

作者简介:

潘志毅(1977—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞机数字化快速生产准备技术。

Tel: 025-84891836

E-mail: panzhiyi@nuaa.edu.cn

黄翔(1965—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字化设计与制造,航空宇航制造技术。

Tel: 025-84892910

E-mail: xhuang@nuaa.edu.cn

李迎光(1976—) 男,博士,副教授。主要研究方向:飞机数字化快速生产准备技术。

Tel: 025-84891836

E-mail: welcome.li@nuaa.edu.cn

(责任编辑:蔡斐,杨冬)