

# 大型商用航空发动机整机装配 工艺浅析

## Brief Review on Assembly Process of Large Commercial Aero-Engine

中航商用航空发动机有限责任公司 周 烁 汪俊熙 刘宜胜 张 渝



周 烁

中航商用航空发动机有限责任公司, 装配技术副主任设计师, 负责大型客机发动机装配工艺研究, 参与了科研装配厂房工艺方案设计, 工艺设备选型和关键工装论证、分析工作。

### 大型商用航空发动机的构型特征

航空发动机装配是发动机制造过程中的终端及核心环节。相对飞机、汽车等大型工业产品, 数字化和自动化程度较低。然而由于技术保

从飞机装配工艺技术的发展历程看, 分布式柔性工装系统、移动式自动钻铆机器人、移动流水线, 激光跟踪定位技术, 现场可视化管理方法等, 都直接应用或间接参考了相对成熟的汽车及其它通用机械产品的装配技术。同理, 发动机装配也应充分利用已有技术成果, 不仅可以降低成本, 更是减少风险, 快速提升工艺水平的必然趋势和要求。

密等原因, 国内外相关航空发动机整机装配工艺方面的公开资料非常稀少, 只有少量的发动机装配过程数字化模拟<sup>[1-2]</sup>、部件装配论文<sup>[3-4]</sup>, 以及专用工装设计专利信息<sup>[5]</sup>。发动机装配工艺与结构、技术要求密切相关, 本文首先对大型商用航空发动机的构型特征进行概述。

大型商用航空发动机一般指大涵道比涡轮风扇发动机。与传统小涵道比军用涡扇发动机相比, 现代大型商用航空发动机更多地追求安全性、可靠性和经济性, 并遵循严格的适航和环境保护要求。为了满足这些要求, 现代商用航空发动机通常选

择较高的热力循环参数, 较小的转静子间隙, 以减少损失, 提高部件效率, 从而获得较好的燃油经济性并满足适航污染排放的要求。高热力循环参数的选择, 使得发动机的压气机和涡轮级数显著增加, 零件数量增多, 装配分解的工作量增加。而较小的转静子间隙控制也使得转静子装配分解、间隙测量和监测的技术要求更高。

为了增加发动机推进效率, 进一步降低发动机耗油率, 现代商用航空发动机均采用大涵道比设计。现役的航空发动机, 其最大涵道比已超过10, 最大风扇直径也超过了3m。这

样,商用航空发动机不仅具有结构件制造和配合精度要求高的特点,整机和单元体的尺寸和重量也显著增加,进而给发动机的装配分解、存储及运输带来了挑战。

此外,现代商用航空发动机普遍采用单元体设计,从而有效提高了发动机装配分解效率,减少了发动机修理维护成本,降低了全寿命周期费用。单元体设计使得发动机维护性显著提高,并方便排故,也对单元体装配互换性、内部检测和试验提出了更高的要求。

### 大型商用航空发动机的装配工艺和关键技术

不同的发动机构型状态、设计或维护等技术要求(如测量、试验、检验、运输和存储),决定了不同装配工艺方案、技术应用和工装、设备配置。总体上,因为大型商用航空发动机普遍采用单元体设计,也具有相同的维护需求,因而在装配工艺上具有一定共性和联系。图1所示为大型商用航空发动机典型装配工艺方案。

上述装配工艺方案中:首先,进行各维修单元体自身的装配——将零件、组件装配成维修单元体;然

后,把维修单元体进行组装,形成主单元体,在这一过程中包括部分成附件、管路和零件的装配;最后,将三大主单元体和剩余附件、零件装配成整机。此方案装配效率高,各单元体的装配分解可以并行进行。任务模块清晰明确,既有利于车间工艺布局设计,也方便装配工作计划的制定和人员调配。

相对传统的军用小涵道比涡扇发动机,现代商用航空发动机装配中使用的工艺设备、工装夹具数量多。尤其是新机研制阶段,专用工装往往在一千件/套以上。其中,对人和发动机结构件的保护、防护性工装及检验类工装占有相当比重。测量试验项目多,不仅需要众多先进工艺设备,如高速叶尖磨削设备、数控立式磨床、三维叶片型面测量设备、三轴向叶片重量矩测量仪、堆叠优化测量设备,还需要大量非标试验器,进行流量、密封性、间隙和活动量等检测。

从技术角度,发动机装配工作主要划分为3部分内容:平衡、部装和总装。平衡工作具有鲜明的技术特征,对发动机的性能和可靠性产生重要影响。平衡包括所有转动件的静、动平衡,除了部分发动机在试车台上

进行的风扇及低涡转子动平衡,一般的平衡工作都是在部装阶段完成的。针对商用大涵道比涡轮风扇发动机,平衡关键技术主要包括带静子机匣的大尺寸转动件动平衡及模拟平衡技术。

发动机部装是指维修单元体和主单元体的装配、分解,并包括各类检验和试验。部装的特点是工作量大,发动机装配过程中的绝大多数故检、清洗、维修、平衡、测量和试验工作都在部装阶段完成。针对商用大涵道比涡轮风扇发动机,部装工作关键技术包括:转子组合件的同心度控制技术、单元体内部的转静子间隙和同轴度测量技术、精密流量和密封性检测技术、涡轮导向器喉道面积测量技术、多轴加载状态下的齿轮侧隙及贴合度测量和调整方法、用于狭小空间使用的几何可调精密工装(机器手)设计制造技术等。

发动机总装是指:将各个主单元体进行安装,形成主机后,再进行剩余外部结构(如附件、管路,安装系统等)安装,最终形成整机的过程。在安装过程中,也伴随一定量的检验、测量和试验工作。相对部件装配,技术含量更高。本文后面章节重点对

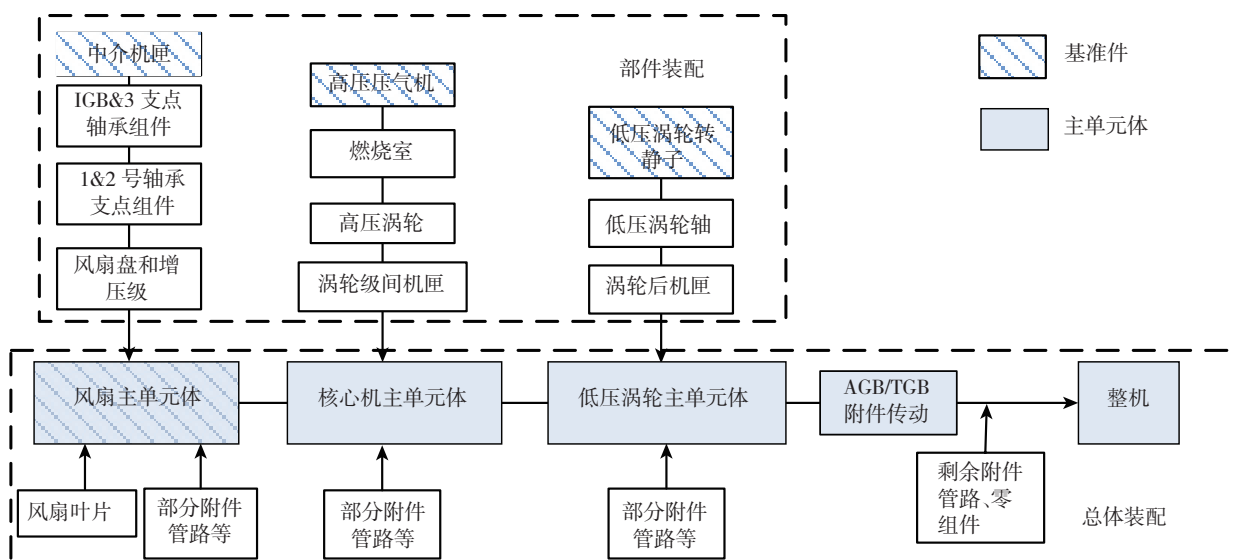


图1 大型商用航空发动机典型装配工艺方案

发动机总装技术进行了介绍,并结合飞机大部件对接技术特点,对发动机总装的应用可行性进行了初步展望。

### 发动机总装工艺技术及展望

#### 1 发动机总装和飞机总装概述

发动机总装工作包含两部分:主机装配和外部装配。相对主机装配,外部装配的工作量大,技术成熟度较高。而主机装配,即主单元体之间的精确安装是总装工艺核心技术内容,也是当前发动机装配的主要工艺难点和薄弱点。当前主要是手工借助吊车完成主单元体的调姿和定位,很容易造成磕碰和卡滞,效率低,工人操作经验是影响装配质量的关键因素。而未来高性能发动机具有更为精准的联接配合(间隙、过盈)要求,使当前的装配技术方法面临更大挑战。

相对发动机装配,飞机装配的数字化发展或自动化应用比较成熟<sup>[6]</sup>。

从技术方面看,飞机总装的大部件对接与发动机总装的主单元体安装具有相当大的联系<sup>[7]</sup>。图2所示为现代数字化飞机大部件自动对接系统。飞机总装的大部件对接也是飞机装配的核心工艺环节,主要包括:机身前/中/后段的对接、机翼和机身的对接。传统的飞机大部件对接主要是使用通用千斤顶配合吊车,通过辅助托架完成大部件的定位和调姿,测

量是借助传统光学测量仪器,如水准仪、光学经纬仪等,而且往往在对接部位留余量,进行修配和精加工。20世纪90年代以来,飞机大部件对接装配的数字化和自动化发展非常迅猛,并已成功应用于波音777、波音787、A340、A380、F-22、F-35等为代表的新型军商用机。现代数字化飞机大部件对接系统主要包括:分布式或整体托架式的数控定位器、激光测

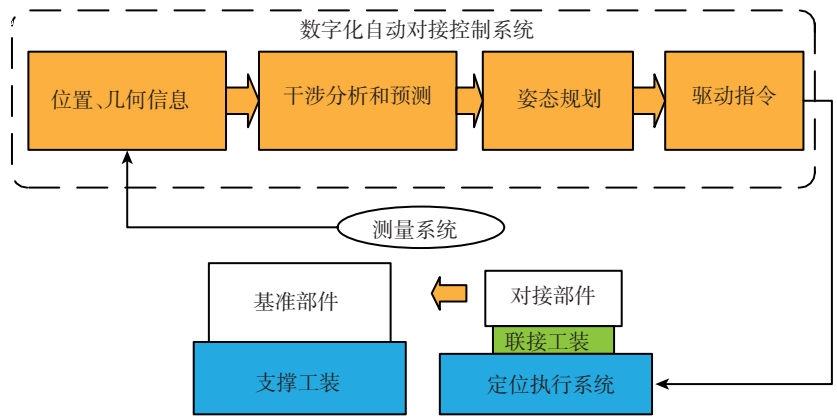


图2 现代数字化飞机大部件自动对接系统

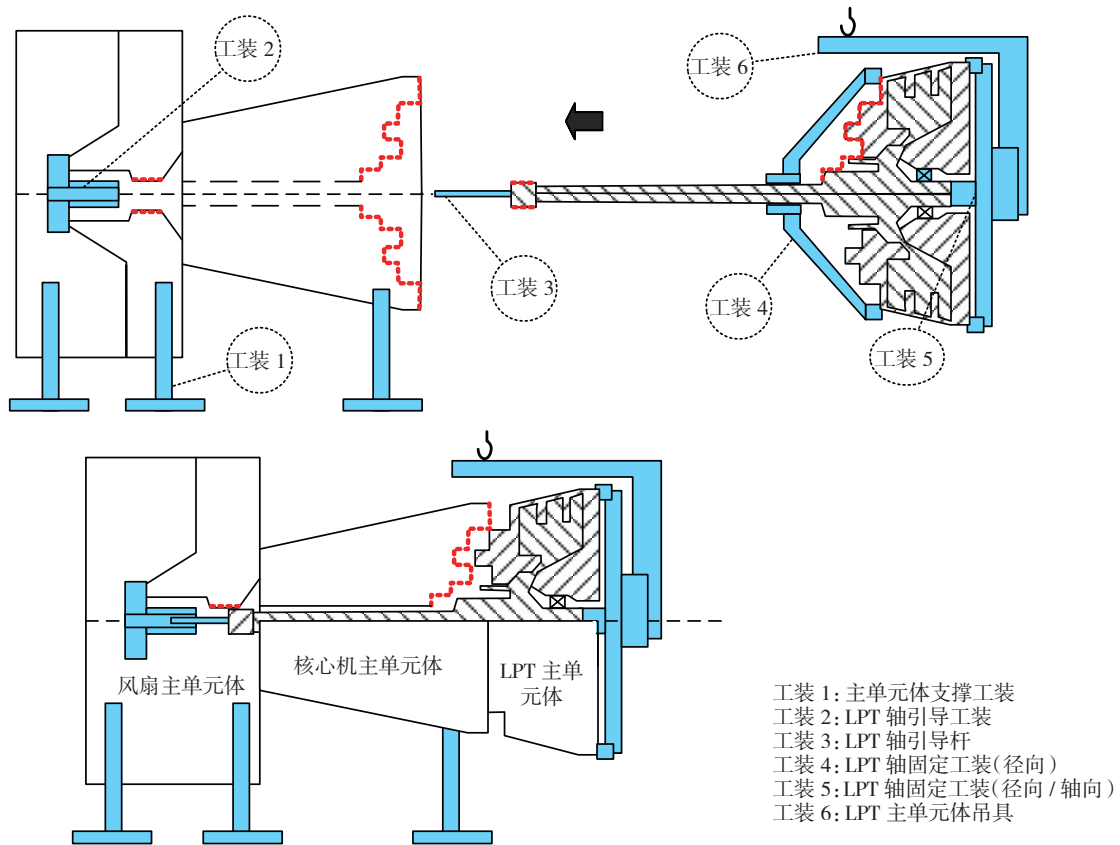


图3 LPT主单元体安装示意图

量系统(激光跟踪仪、激光雷达、iGPS系统等)和集成控制系统组成。数字化自动对接系统实现了飞机大部件的姿态位置实时控制和调整,并完成调姿后的驱动和对接,系统原理如图2所示。

## 2 发动机总装工艺方案简介

从装配的技术原理看,飞机总装的大部件对接与发动机总装的主单元体安装是完全一致的,但在发动机结构和工艺要求方面,两者各有不同。本文通过对典型发动机总装工艺方案的简介,进而明确两者之间的具体差别和特殊性。由于在工艺方法上,发动机总装过程中的核心机主单元体与低压涡轮(LPT)主单元体安装是基本一致,本文仅以LPT主单元体的安装为例说明。图3为LPT主单元体安装示意图。

LPT主单元体安装工艺方案:LPT主单元体内的LPT轴需要与风扇主单元体内的风扇轴插入对接,同时,LPT主单元体的前端面需要与核心机主单元体内的后端面进行插入对接,显露于两个配合端面的结构可能是转子、静子机匣,或者是两者混合。其中,LPT轴与风扇轴配合面具有花键和定心柱面,而LPT主单元体前端面与核心机后端面的配合一般是两个机匣的环形安装边、若干对的多级(单级)蜂窝/篦齿或软涂层/篦齿结构、中介轴承的外环与滚动体等。主要工艺流程:(1)使用工装支撑风扇主单元体和核心机主单元体,调平。(2)安装LPT主单元体的转静子固定工装,轴端引导杆和单元体吊具,起吊至预定工位。(3)使用吊车和人工调整LPT单元体姿态为水平,使LPT轴的引导杆与风扇单元体内的引导工装中心孔对中,并实现插入对接。(4)当引导杆进入到引

导工装内一定长度并配合可靠后,拆除LPT轴中段的固定工装。(5)继续使用吊车将LPT主单元体推向核心机主单元体,直到配合部位连接上。(6)拆除引导工装和引导杆,检验转子连接是否到位,如果到位,安装LPT轴端固定螺母,然后安装LPT主单元体前安装边和核心机后安装边之间的连接螺母,最后拆除剩余固定工装和吊具,并在涡轮后机匣上安装发动机支撑工装。进而完成全部LPT主单元体的安装工作。

通过对LPT主单元体的安装工艺方案简要分析,发动机总装相对飞机大部件对接工艺,具有以下主要区别和特殊性:

(1)对接主单元体包括转子和静子,需要和基准单元体的转子和静子同时安装。

(2)由于安装过程中,两个单元体中的转子首先通过引导工装与基准件接触,改变了两个主单元体的重心和载荷状态,进而影响了定位精度和稳定性。

(3)两个主单元体的转子一般为过渡或过盈配合。如果为过盈配合,需要局部加温或冷却,所以主单

元体之间的安装时间有限制。无论过渡还是过盈配合,转子对接都可能引起卡滞,磕碰,进而影响定位精度。

(4)定位和调姿的精度要求更高。新一代发动机的一般静子配合间隙的设计范围在0.2~0.5mm(直径),单元体中心定位精度要在0.05mm以内。采用吊车和手工调整单元体姿态的方法只能满足技术状态成熟的传统发动机。

(5)磕碰要严格控制。两转子之间存在刚度较大套齿配合,同时也有定位面;静子机匣存在极易变形的蜂窝配合结构,干涉检测和预测需求更为关键。

(6)转、静子之间气体封严比较多,一般是蜂窝/篦齿,或者涂层/篦齿。而蜂窝环是由若干扇形段装配而成的组合件,蜂窝表面为复杂的薄壁网格结构,当前的测量技术使其圆度测量不够准确,尤其在试车或修磨后会产生局部变形。另外,蜂窝环尺寸的测量一般在单元体垂直状态下进行的,在总装的主单元体安装过程中,经历姿态调整、运输和外部操作等载荷作用后,活动装配的蜂窝扇形段可能产生松动,蜂窝环的内廓尺

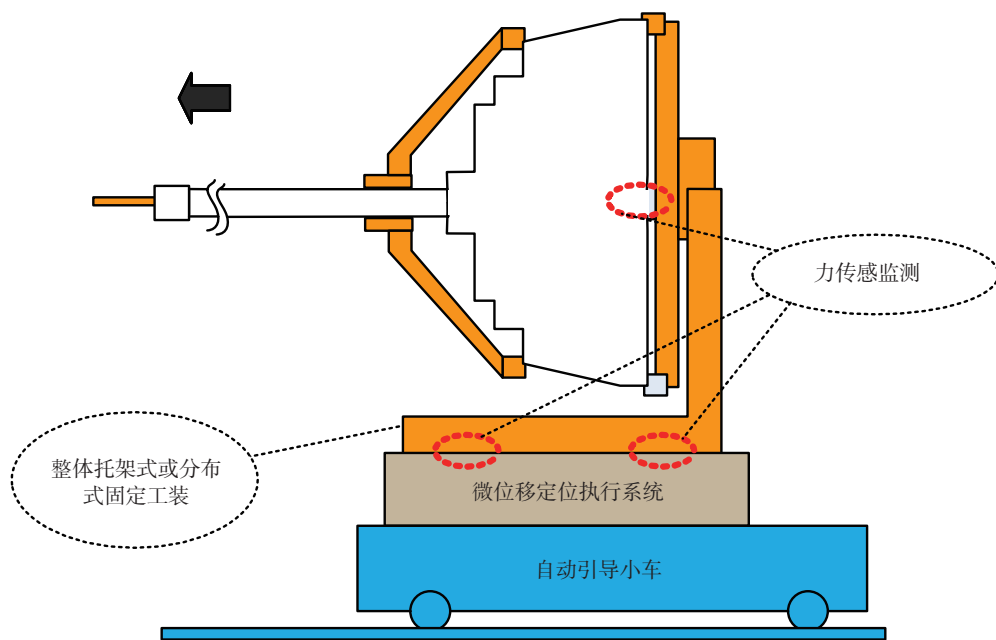


图4 发动机总装的数字化自动对接系统方案图

寸可能变化。因此,单元体安装过程的精确几何测量/扫描、实时干涉检查和预测非常关键。

### 3 发动机总装技术的研发展望和建议

上述总结的发动机总装工艺区别和特殊性,也正是直接应用飞机总装的大部件对接技术需要面临重要难点和瓶颈。另一方面,由于两者的技术原理完全一致,飞机大部件的数字化自动对接系统也相对成熟,发动机总装工艺技术的研发应充分借鉴,并作为后期研发工作的基本原则。

考虑到传统采用上部吊车和手工调节的对接安装方式在精度、刚性、可靠性和安全性方面的缺点,以及先进发动机更为精准的联接配合(间隙、过盈)要求和发展趋势,采用下部支撑的轨道小车串联微位移执行系统是未来发动机总装的数字化自动对接系统方案(图4)。其中,下部引导小车的主要功能是完成对接单元体的运输、低精度轴向对接、振动隔离;微位移执行系统主要功能是完成对接单元体的高精度姿态调整。

小车和执行系统的设计、制造,以及自动对接控制系统软件涉及的若干关键技术,如基于实体扫描和数模修正的干涉分析和预测、姿态规划和调整技术等,可以直接应用或参考现有的飞机总装工艺装备技术成果,技术相对比较成熟。测量系统是发动机总装和飞机总装的数字化自动对接系统重要组成内容,也是发动机总装应用的主要难点。在技术功能方面,发动机总装的单元体对接测量需求分为三个方面:(1)基准单元体和对接单元体的外部结构坐标或几何测量,为初期的轴向对接和转子引导提供输入和反馈。(2)两个单元体插入对接部位的坐标或几何测量,为转子引导后的实时干涉分析和预测、高精度姿态调整提供重要信息支持。(3)力传感测量,主要监测对

接过程中的卡滞、磕碰和重力状态变化、外部载荷影响,协助姿态规划和调整。力传感的位置应该设置在转/静子联接工装处、单元体固定工装和执行系统接口处。

单元体外部结构的坐标或几何测量以及力传感测量都是相对成熟的技术,但由于发动机结构特殊性,使插入对接部位的坐标或几何测量非常困难:首先是内部结构形式复杂,存在多对的配合面测量需求,在高精度姿态调整阶段,两个单元体间距很小,空间狭窄。与飞机大部件对接相比,开敞性很差,存在较多干涉结构,导致传感器(摄像头)或接收装置的安装很困难。另外,相当部分的插入对接结构是蜂窝和篦齿,而对这类结构的外廓几何测量一直精度不高。因此,基于微型传感器(摄像头)的精确几何测量技术应是后期研发工作的重点。本文建议在两方面开展工作:

(1)发动机结构设计上预留单元体对接面上的专用安装接口及线缆通道,或者利用现有流道探测孔、压力温度传感器安装孔开发设计专用的传感器及其支撑结构。传感器(摄像头)及支撑结构设计为活动机构,并可遥控,实现更大范围的对接配合面几何测量。

(2)对于具有复杂表面结构的精确几何测量,各类非接触式的激光或拍照式3D扫描/测量设备比较完备,而点云数据的处理技术相对落后。建议在点云数据的去噪、数据精简压缩、特征面重建及提取方面做重点研究。

### 结束语

本文对大型商用飞机发动机的构型特点和装配工艺进行了概述;结合飞机大部件对接工艺,重点对发动机总装技术方法进行分析和展望:从飞机装配工艺技术的发展历程看,分布式柔性工装系统、移动式自动钻

铆机器人、移动流水线,激光跟踪定位技术,现场可视化方法等,都直接应用或间接参考了相对成熟的汽车及其他通用机械产品的装配技术。同理,发动机装配也应充分利用已有技术成果,不仅可以降低成本,更是减少风险,快速提升工艺水平的必然趋势和要求。

值得补充的是,对于研制阶段的新机,如验证机或原型机,其装配工艺具有一定的特殊性。工艺方法应强调柔性,考虑到新机的技术状态和设计要求(测量试验等)存在较大不确定性,从成本和风险控制角度,应尽量采用现有的成熟装配工艺方法,通过对已有工装、设备的改造或接口更换来满足新机装配需求。

### 参考文献

- [1] 朱涛,莫蓉,常智勇,等.航空发动机装配工艺执行系统关键技术研究.制造业自动化,2009,31(3):24-28.
- [2] Sieh H, Pierce C M. Flexible manufacturing systems at GE aircraft engines: the right choice at the right time. Proceedings of the Symposium on Flexible Automation Part 2 (of 2), July 13, 1992: 1207-1214.
- [3] 张子阳,谢寿生,彭靖波,等.基于非线性阻尼的航空发动机高压转子拉杆结构装配检测方法.航空学报,2012,33(3):470-478.
- [4] Hussain T, Yang Z, Popov A A, et al. Straight-build assembly optimization: A method to minimize stage-by-stage eccentricity error in the assembly of axisymmetric rigid components (two-dimensional case study). Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2011,133(3):13-22.
- [5] Papastathis T, Ryll M, Bone S, et al. Development of a reconfigurable fixture for the automated assembly and disassembly of high pressure rotors for rolls-royce aero engines. IFIP Advances in Information and Communication Technology, 2010(315): 283-289.
- [6] 邹方,薛汉杰,周万勇.飞机数字化柔性装配关键技术及其发展.航空制造技术,2006(9):30-35.
- [7] 许国康,高明辉,侯志霞,等.飞机大部件数字化对接关键问题及应用分析.航空制造技术,2011(22):26-29.

(责编 日午)