

文章编号: 1000-8055(2022)11-2408-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220280

基于变形控制的低压涡轮单元体水平 装配技术研究

刘 浩^{1,2}, 洪 杰¹, 于乃江²

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;

2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 应用装配力学的理念对商用大涵道比航空发动机低压涡轮单元体传统水平装配技术进行改进, 开展了低压涡轮单元体水平对接过程力学仿真分析, 开发了基于变形控制的水平装配技术, 实现了低压涡轮单元体数字化、高效率、高可靠性的安装。相较传统水平装配, 引导工装结构更简洁, 质量降低约 70%; 极大降低了对接难度, 装配效率提高 60% 以上, 一次对接成功率提升至 100%。

关 键 词: 航空发动机; 低压涡轮; 装配技术; 变形控制; 仿真; 数字化

中图分类号: V263.2

文献标志码: A

Research on horizontal assembly technology of low pressure turbine unit based on deformation control

LIU Hao^{1,2}, HONG Jie¹, YU Naijiang²

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: The concept of assembly mechanics was applied to improve the traditional horizontal assembly technology of low pressure turbine unit of commercial high bypass ratio aero-engine. An advanced horizontal assembly technology was developed based on deformation control by mechanical simulation analysis of the horizontal docking process of low pressure turbine unit. The result demonstrated that this technology realized the installation of low pressure turbine unit with high precision, high efficiency and high reliability. In addition, compared with traditional experience assembly, the guided tool structure was more concise by contributing to around 70% reduction of the weight, and the docking difficulty was greatly reduced by contributing to more than 60% increase of the assembly efficiency and 100% increase of the success rate of one-time docking.

Keywords: aero-engine; low pressure turbine; assembly technology; deformation control; simulation; digitalization

航空发动机被誉为现代工业皇冠上的明珠, 集中体现了一个国家的工业基础、综合国力和科技发展水平。航空发动机装配是发动机制造过程

的终端及核心环节, 装配技术水平和装配质量直接影响发动机的工况特性和发动机的可靠性、寿命及主要性能参数^[1]。现代商用大涵道比发动机

收稿日期: 2022-04-29

基金项目: 国家科技重大专项(2017-VII-0010-0105, 2017-IV-0011-0048)

作者简介: 刘浩(1989—), 男, 工程师, 博士生, 主要从事航空发动机装配力学研究。

引用格式: 刘浩, 洪杰, 于乃江. 基于变形控制的低压涡轮单元体水平装配技术研究[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2408-2415. LIU Hao, HONG Jie, YU Naijiang. Research on horizontal assembly technology of low pressure turbine unit based on deformation control[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2408-2415.

为减少发动机维护修理成本、降低全寿命周期费用、提高装配分解效率,普遍采用单元体设计理念。典型的装配工艺方案是首先进行各维修单元体的装配,然后组装成主单元体,最后将主单元体及附件装配成整机。主单元体一般划分为风扇单元体、核心机单元体、低压涡轮(LPT)单元体^[2]。其中 LPT 单元体安装因装配质量大、装配行程长、装配可视性差、装配精度要求高等典型特点,造成 LPT 单元体安装过程中装配变形复杂、易磕碰和卡滞、对接难度大等难点,成为装配过程重点关注的关键点之一^[3]。

目前,LPT 单元体的安装通常采用 4 种方法:传统水平装配技术、传统竖直装配技术、脉动装配线、水平智能装配技术。其中传统水平装配技术存在以下缺点:一是传统引导工装结构设计水平低,主要表现为因设计缺乏机理模型支持,导致结构复杂、引导精度低;二是对接严重依赖人工经验,导致装配过程人工强度大、一次对接成功率低、装配效率低。这两个因素制约着 LPT 单元体水平装配效率和质量。传统竖直装配技术通过改变 LPT 单元体装配状态来降低严苛的引导精度要求,但其受限于厂房空间和设备能力,应用范围不广,且同样存在装配可视性差、装配效率低等问题。脉动装配线^[4-5]通过生产资源精准配送来提高效率,但并未改进 LPT 单元体装配技术。水平智能装配技术^[6]采用机器视觉、机器人等技术实现自动水平对接,但其侧重几何物理轮廓检测,对装配受力和变形缺乏控制,导致对接过程易出现机构卡滞,自动操作的装配风险不可控,未真正应用到工程中。综上所述,目前的 4 种常用 LPT 单元体装配技术具有其各自特征及使用范围,但其局限于几何、功能属性,缺乏装配运动中质量、力等物理属性的分析与控制,并未真正解决航空发动机 LPT 单元体装配变形复杂等难点,而装配力学理念为解决此瓶颈提供了可能。

近些年来,相关学者基于装配力学理念对不同的装配过程仿真进行了探索。孙岩辉等^[7-10]对高压转子装配进行了仿真,基于堆叠机理和智能算法对装配偏差进行了预测和相位优化。邓王倩等^[11-13]对发动机转子叶尖间隙形成过程进行了探索,基于空间几何变换理论及形位公差理论对叶尖装配间隙进行了预测。焦俊杰等^[14-16]对螺栓装配工艺进行了有限元仿真,研究了其对连接结构装配力学特性的影响。张志贤等^[17]针对虚拟装配过程提出了基于多刚体动力学的物性装配过程

仿真方法。岳普煜等^[18]基于三维弹塑性接触问题边界元法定量分析了锥套过盈装配过程的力学行为特性。而基于装配力学理念的 LPT 单元体装配技术则有待于进一步开展研究。

本文应用装配力学的理念对传统水平装配技术进行改进,开展了基于变形控制的 LPT 单元体装配新技术的研究。首先对主单元体进行简化建模,然后对水平对接过程进行力学仿真分析,实现全装配进程的变形、力预测,在此基础上,提出了引导工装优化设计技术、对接进程控制技术,并通过实际工程案例对所提装配技术进行应用验证。

1 LPT单元体水平对接力学仿真分析

1.1 LPT 单元体水平对接工艺及挑战

典型商用航空发动机 LPT 单元体如图 1 所示,其结构特点为:单元体质量大,一般为 900~2 000 kg,且集中于涡轮端;单元体长度长,LPT 轴总长接近 2 m;配合界面多,存在 LPT 轴与风扇轴花键连接的双短止口配合、封严篦齿配合等,最高配合精度达到 0~0.057 mm,且均位于发动机不可视的内腔。

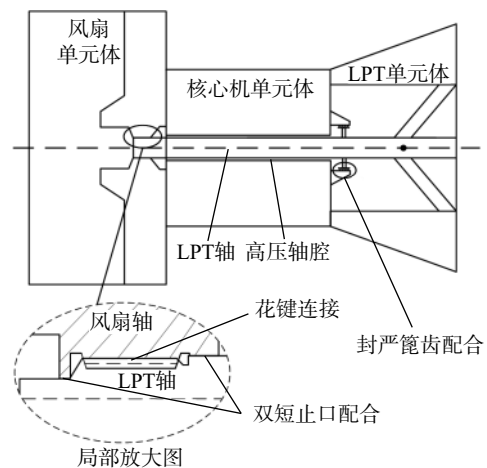


图 1 商用航空发动机结构示意图

Fig. 1 Diagram of commercial aeroengine

传统的 LPT 单元体水平对接工艺如图 2 所示(图中 O 、 X 、 Y 、 Z 分别为绝对坐标系的原点和三个方向轴),具体过程如下:

1) 风扇单元体、核心机单元体已对接完成并轴线水平支撑在地面,前引导环安装到风扇单元体前端,后引导环安装在核心机单元体后端,转静子定位工装和吊具安装在 LPT 单元体后端,引导轴安装在 LPT 轴前端,其中引导工装(含前/后引导环和引导轴)传统设计侧重机构设计,结构

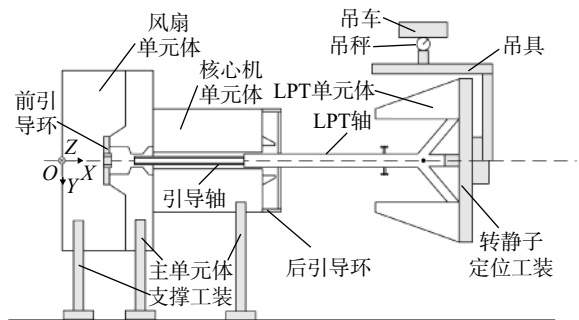


图 2 LPT 单元体水平对接工艺

Fig. 2 LPT unit horizontal docking process

设计仅考虑实现引导功能的单限制条件, 没有控制装配过程的变形量等, 造成结构笨重, 引导功能差, 使用不便。

2) 吊车吊起 LPT 单元体后端, 调整 LPT 单元体(LPT 轴根部)轴线水平并与风扇-核心机单元体轴线对中, 其中轴线是否对中只能目视判断, 无显性化控制手段。

3) 手扶引导轴搭接到后引导环, 并穿过核心机单元体的高压轴腔, 然后搭接前引导环, 前/后引导环共同引导, 其中对接过程依赖经验判断, 无量化监控方法, 遇到磕碰和卡滞, 无有效调整手段, 造成一次性对接成功率低, 装配时间长。

4) LPT 单元体距离贴近时拆下后引导环, 继续安装直至 LPT 单元体的转静子分别贴合到位, 然后锁紧连接螺母, 最终装配质量不稳定, 易引起发动机性能的容差较大。

由上分析, LPT 单元体安装面临着如何提高引导工装结构设计水平和定量监控对接进程, 从而有效提升装配效率和质量的挑战, LPT 单元体水平对接力学仿真分析为此提供了思路。

1.2 主单元体简化建模

分析 LPT 单元体水平对接工艺中各主单元体的结构、受力、边界特征并简化建模如下:

1) 前/后引导环安装在固定于地面的风扇-核心机单元体上, 假设整体刚性足够大, 则前/后引导环可分别简化为简支。

2) 为防止引导轴/LPT 轴与高压轴腔磕碰或卡滞, 高压轴腔可简化为限制引导轴/LPT 轴变形的位移边界条件。

3) LPT 单元体在调整轴线水平对中后, 高度不再变化且无转动, 假设吊车与 LPT 单元体为刚性连接, 且 LPT 单元体刚性足够大, 则 LPT 单元体重心可简化为固支。

4) 引导轴和 LPT 轴为受自重作用的圆环形

截面长轴, 可简化为结构特征相同的受均布载荷的圆环形截面梁。

1.3 LPT 单元体水平对接力学仿真分析

建立如图 2 所示的绝对坐标系, 分析 LPT 单元体水平对接工艺可知, 整个水平对接过程中无 Z 方向的摆动或位移, 只有在 X-Y 平面沿 X 方向的运动。依据对接过程中不同的状态特征将运动过程简化为 3 个力学仿真模型:

1) LPT 单元体的引导轴未进入引导环的状态, 可以等效为悬臂梁受均布载荷 q 和集中载荷 P 的模型, 如图 3 所示。图中 x 和 y 为相对坐标系的方向轴, L 为悬臂梁长度, A 和 B 为悬臂梁的两个端点。

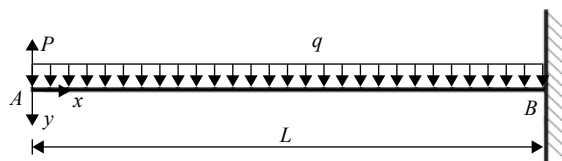


图 3 悬臂梁受均布载荷和集中载荷模型

Fig. 3 Cantilever beam model under uniformly distributed and concentrated loads

2) LPT 单元体的引导轴/LPT 轴单独进入前引导环或后引导环的状态, 其等效为单简支带悬臂的梁受均布载荷 q 的模型, 如图 4 所示。图中 C 点为简支点, m 和 n 分别为悬臂长度和支点跨度。

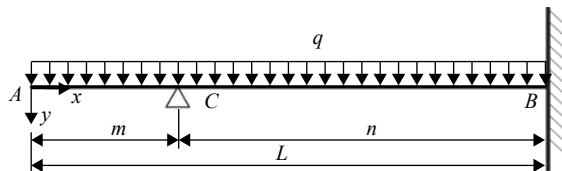


图 4 单简支带悬臂的梁受均布载荷模型

Fig. 4 Single supported cantilever beam model under uniformly distributed load

3) LPT 单元体的引导轴由后引导环引导进入前引导环时, 引导轴与前引导环分别设有安装引导倒角, 其配合倒角值远大于引导轴前端产生的变形量, 故可顺利搭接到前引导环, 其状态可以等效为一端简支一端固定的单简支梁受均布载荷 q 的模型, 如图 5 所示。

4) LPT 单元体的引导轴/LPT 轴同时进入前/后引导环的状态, 可以等效为双简支带悬臂的梁受均布载荷 q 的模型, 如图 6 所示, 图中 D 为另一个简支点。

根据受静载荷梁理论^[19], 图 3 所示的悬臂梁

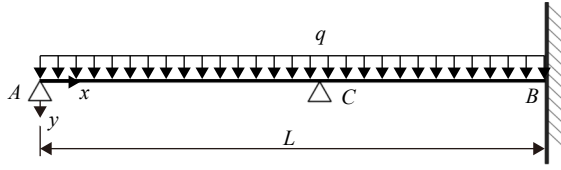


图 5 一端固定一端简支的单筒支梁受均布载荷模型

Fig. 5 Single supported beam with fixed end and simply supported end model under uniformly distributed load

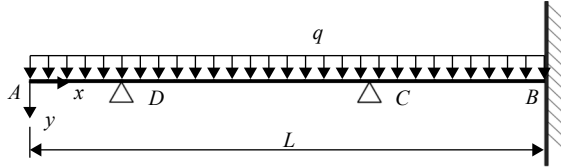


图 6 双筒支带悬臂的梁受均布载荷模型

Fig. 6 Double supported cantilever beam model under uniformly distributed load

受均布载荷模型和集中载荷中梁的力学特征如下:
托举力 P 为

$$P = 3qL/8 \quad (1)$$

式中 L 为悬臂梁长度, 即引导轴长度 L_g 与 LPT 轴长度 L_z 之和; q 为均布载荷, $q = \rho sg$, 其中 ρ 为引导轴材料密度, s 为引导轴截面积, g 为重力加速度。

图 4 所示的单筒支带悬臂的梁受均布载荷模型中梁的力学特征如下:

固定端 B 的承力 R_B 为

$$EI_z f = \begin{cases} \frac{qx^4}{24} + \frac{qn^3x(1-6\lambda^2-8\lambda^3)}{48} + \frac{qn^3m(-1+6\lambda^2+6\lambda^3)}{48} & (0 \leq x \leq m) \\ \frac{qx^4}{24} + \frac{qn^3x(1-6\lambda^2-8\lambda^3)}{48} + \frac{qn^3m(-1+6\lambda^2+6\lambda^3)}{48} - \frac{qn(x-m)^3(3+8\lambda+6\lambda^2)}{48} & (m < x \leq L) \end{cases} \quad (8)$$

式中 E 为引导轴弹性模量; I_z 为引导轴惯性矩, $I_z = \pi(D^4 - d^4)/64$, 其中 D 为引导轴外径, d 为引导轴内径。

最大切应力 τ_m 为

$$\tau_m = 2(Q_m + Q_e)/s \quad (9)$$

式中 Q_e 为承受意外操作引起的额外剪力。

最大拉应力 σ_m 为

$$\sigma_m = \frac{M_m + M_e}{I_z} \cdot \frac{D}{2} \quad (10)$$

式中 M_e 为承受意外操作引起的额外弯矩。

对接摩擦力 f_μ 为

$$f_\mu = \mu R_C \quad (11)$$

式中 μ 为引导轴/LPT 轴与引导环的摩擦因数。

$$R_B = qn(5-6\lambda^2)/8 \quad (2)$$

式中 λ 为悬臂长度 m 与支点跨度 n 之比。

简支端 C 的承力 R_C 为

$$R_C = qn(3+8\lambda+6\lambda^2)/8 \quad (3)$$

剪力 Q 为

$$Q = \begin{cases} qx & (0 \leq x \leq m) \\ qx - qn(3+8\lambda+6\lambda^2)/8 & (m < x \leq L) \end{cases} \quad (4)$$

最大剪力 Q_m 为

$$Q_m = \max\{Q(m), Q(L)\} \quad (5)$$

式中 $\max$ 表示取大值, $Q(m)$ 和 $Q(L)$ 分别表示 $x = m$ 和 $x = L$ 时的 Q 值。

弯矩 M 为

$$M = \begin{cases} -\frac{qx^2}{2} & (0 \leq x \leq m) \\ -\frac{qx^2}{2} + \frac{qn(3+8\lambda+6\lambda^2)(x-m)}{8} & (m < x \leq L) \end{cases} \quad (6)$$

最大弯矩 M_m 为

$$M_m = \max\{|M(m)|, |M(L)|\} \quad (7)$$

式中 $M(m)$ 和 $M(L)$ 分别表示 $x = m$ 和 $x = L$ 时的 M 值。

挠度 f 为

图 5 与图 6 所示的模型, 由于模型中双支点的存在, 梁的变形和应力都小于单筒支模型, 则无需考虑该模型的力学特征。

2 基于变形控制的 LPT 单元体水平装配技术

2.1 引导工装优化设计技术

LPT 单元体水平对接工艺中引导工装设计包含前/后引导环和引导轴的设计。前/后引导环的设计工艺流程为依据发动机结构确定安装位置(轴向距离)和形式; 选择与引导轴/LPT 轴配合方式和公差, 其中引导配合公差设计值要小于 LPT 单元体装配的最高精度, 且为小间隙配合; 设计前/后引导环机构。引导轴设计工艺流程为确定引导轴外径、内径、长度等结构参数; 设计与

LPT 轴连接方式。

前/后引导环的传统设计重点在机构设计,轴向间距、配合方式等参数没有设计依据。引导轴的传统设计中长度值与前/后引导环的轴向间距相同,外径设计 requirements 是小于风扇轴孔内径,外径与内径的最终确定都是基于经验。所以引导工装传统设计缺乏机理模型支持,未考虑装配变形。

基于 LPT 单元体水平对接力学仿真,考虑装配变形的引导工装优化设计技术的流程如图 7 所示。

第 1 步:分析 LPT 单元体装配工艺和发动机结构特征获得发动机结构与引导工装参数,包含配合尺寸(风扇轴孔距核心机后安装边的轴向距离、花键配合长度、止口配合长度、封严与蜂窝配合长度等 L_i ; 风扇轴孔内径、LPT 轴外径、高压轴腔最小内径等 D_i)、关键配合间隙限值 $[f_i]$ 以及待定的工装参数(前/后引导环的轴向间距 L_1 、引导轴参数(D 、 d 、 L_g 、 ρ 、 E)、引导轴与引导环配合方式(摩擦因数 μ)和配合公差)。

第 2 步:将上述参数带入式(1)~式(11)获得静定梁模型;再将上述参数带入装配限制条件获得模型边界条件。

1) 满足装配过程实现引导的功能要求,即引导轴的长度不小于 $L_1 - L_z + \max\{L_i\}$ 。

2) 引导轴/LPT 轴不发生破坏的强度要求,即模型中最大应力不大于引导轴材料的许用强度 $[\tau]$ 、 $[\sigma]$ 。

3) 全装配过程不发生磕碰的变形要求,即模

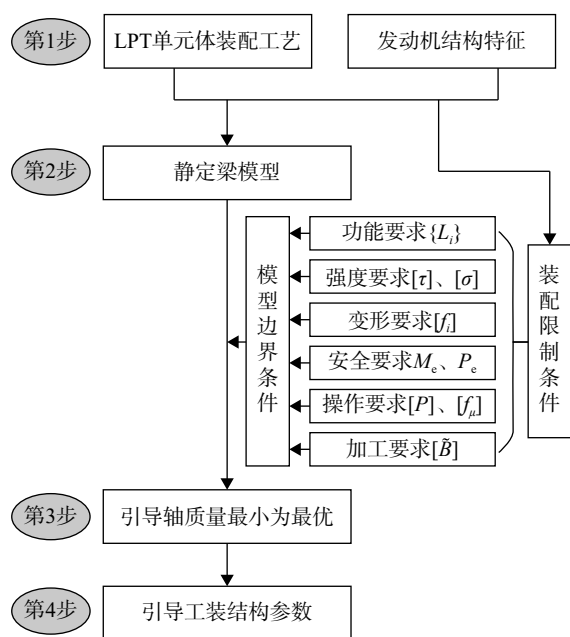


图 7 引导工装优化设计流程

Fig. 7 Guide tool optimization design process

型中关键节点的挠度不大于变形限值 $[f_i]$ 。

4) 承受意外载荷(根据经验给出)的安全要求,即意外操作造成额外承受剪力 Q_e 与弯矩 M_e 时引导轴/LPT 轴不发生破坏。

5) 操作符合人机工程学要求,即模型中托举力和摩擦力分别不大于托举力限值 $[P]$ 与摩擦力限值 $[f_\mu]$ 。

6) 满足机加水平的加工要求,即引导轴的壁厚 $\tilde{B}$ 不小于壁厚限值 $[\tilde{B}]$ 。

第 3 步:将模型边界条件带入静定梁模型进行分析,获得引导工装优化设计的通用原则。

1) 前/后引导环的轴向间距 L_1 在满足结构不干涉的要求尽可能小。

2) 前/后引导环的结构设计使其与引导轴/LPT 轴配合的摩擦因数尽量小,配合精度一般选择为 $0 \sim 0.05 \text{ mm}$ 。

3) 引导轴的材料选择应使密度/弹性模量之比 (ρ/E) 尽量小,兼顾许用强度。

4) 引导轴结构参数(D 、 d 、 L_g)有多种组合满足要求,取引导轴质量最小为最优,优化方法如下:取引导轴质量 Ψ 作为优化函数

$$\Psi = \frac{\pi \rho}{4} (D^2 - d^2) L_g \quad (12)$$

参数 D 、 d 、 L_g 满足式(13)

$$\left\{ \begin{array}{l} L \geq L_1 + \max\{L_i\} \\ \tau_m \leq [\tau] \\ \sigma_m \leq [\sigma] \\ f_i \leq [f_i] \\ P \leq [P] \\ f_\mu \leq [f_\mu] \\ \tilde{B} \geq [\tilde{B}] \end{array} \right. \quad (13)$$

式中 f_i 为关键节点的变形量。

第 4 步:求解式(12)~式(13)获得引导轴优化结构参数。

2.2 LPT 单元体水平对接进程控制技术

LPT 单元体传统水平装配技术对单元体轴线对中、对接进程状态都是基于经验判断,无数字化监控方法。

基于 LPT 单元体水平对接力学仿真对全装配进程的力预测,提出了一种监控装配受力的水平对接进程控制技术。将固定端或简支端的承力作为 LPT 单元体对接进程控制函数 T ,即监控 LPT 单元体吊点处承力或前/后引导环处承力即可控制对接状态。图 2 所示的 LPT 单元体水平

对接工艺中, LPT 单元体吊点处连接的吊秤可显示固定端的承力状态, 进一步, 前/后引导环增加力传感器可显示简支端的承力状态, 进而实现数字化监控和预测对接进程。

此外, $T(m=0)$ 为进程初始承力状态, 即引导轴刚搭接前/后引导环时控制函数值, 其可作为调整 LPT 单元体轴线对中的显性控制值。

3 工程应用考核

将本文提出的基于变形控制的 LPT 单元体水平装配技术应用到某型号商用航空发动机, 并与传统水平装配技术进行对比。

图 8 为分别应用引导工装传统设计技术和优化设计技术得到的工装结构对比, 表 1 为引导工装结构参数设计对比, 表中 X-01、X-02 和 X-03 为引导工装序号。由表 1 可看到优化引导工装相对传统引导工装结构更简洁, 引导轴质量降低 70% 以上。

应用有限元软件 ANSYS 对表 1 中 3 种引导工装的 LPT 单元体装配过程进行仿真。图 9 为 3 种引导工装的典型装配特征参数的力学模型预测值和有限元装配仿真值的对比。由图 9 可明显观察到: ①变形量、最大拉/切应力、最大摩擦力与推举力等典型装配特征参量的模型预测值与有限元仿真值基本吻合; ②传统引导工装和优化引导工装在装配过程的最大拉/切应力均远小于许用强度; ③传统引导工装在关键配合界面变形量、最大摩擦力和托举力上都超出装配限值, 而优化工装基本满足。

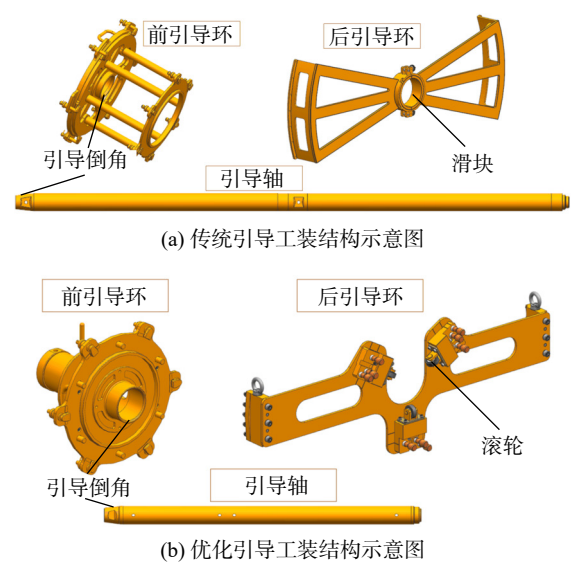


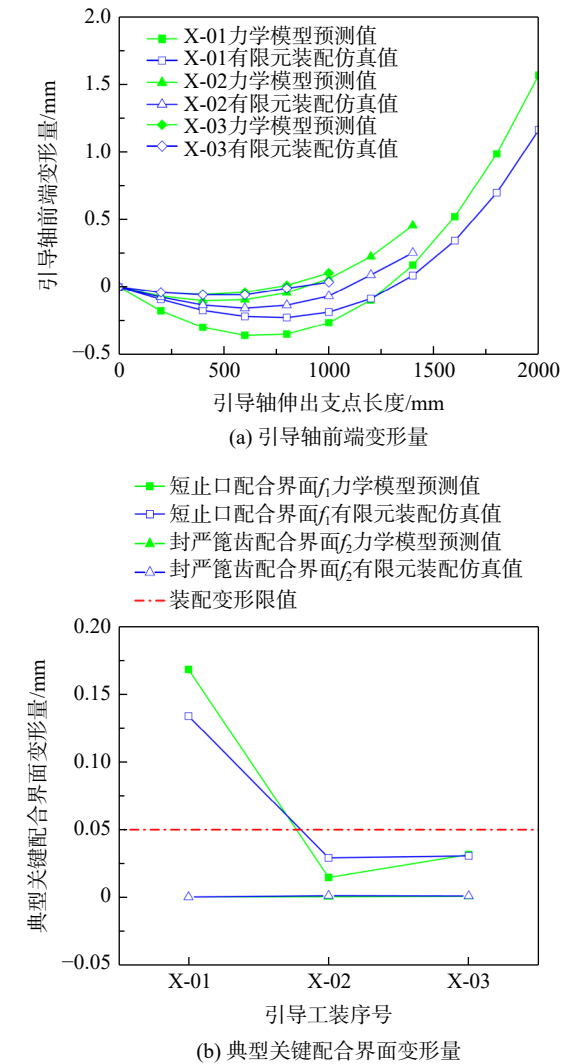
图 8 引导工装结构对比

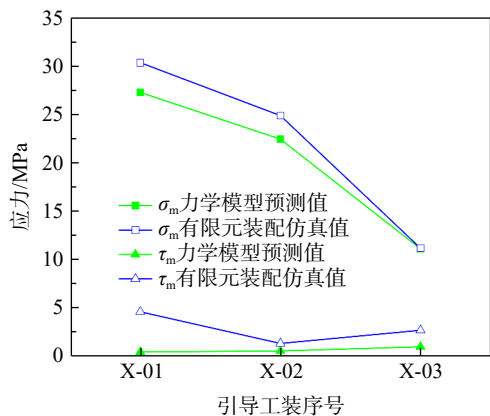
Fig. 8 Comparison of guide tool structure

表 1 引导工装结构设计参数对比
Table 1 Comparison of guide tool structural design parameters

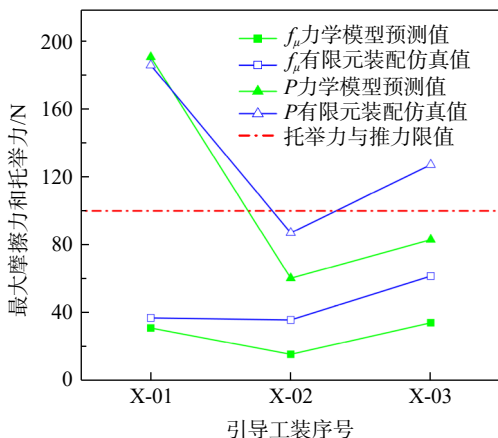
结构参数		传统	优化	
		X-01	X-02	X-03
前/后引导环	轴向间距 L_1 /mm	2 696	2 307	2 307
	与引导轴配合方式	滑动	滚动	滚动
	与引导轴配合/mm	0.1	0.05	0.05
材料		45#钢	45#钢	45#钢
壁厚限值 $[B]$ /mm			0	4
引导轴	长度 L_g /mm	3 032	1 485	1 004
	外径 D /mm	90	80	82
	内径 d /mm	80	75	74
	质量 Ψ /kg	31.76	7.09	7.72

仔细分析图 9(a) 可得, 变形量的模型预测值整体略大于有限元仿真值, 其原因为模型将 LPT 轴的刚度简化为引导轴的刚度, 造成刚度减小, 引起挠度值变大, 但带入式(13)求解时等效于边界条件更严苛, 不影响实际装配效果。





(c) 最大拉应力与切应力



(d) 最大摩擦力和托举力

图 9 典型装配特征参数模型预测值与有限元仿真值的对比

Fig. 9 Comparison between prediction and finite element simulation of typical assembly feature parameters

综合分析图 9(b)、图 9(c)、图 9(d)可得,优化引导工装在短止口配合的关键界面变形量和托举力上距离装配限值的裕度最小,故其为引导工装优化设计中的两个主要因素。

图 10 为应用表 1 中两种优化引导工装的水平对接进程控制函数(LPT 单元体吊点处承力)与实测值的对比。由图 10 可观察到控制函数值与吊秤示数基本一致,能够实现数字化监控和预测对接进程。

表 2 为 6 台次的 LPT 单元体装配效果的统计对比。由表 2 可以明显看出基于变形控制的 LPT 单元体水平装配技术相较传统装配技术装配效率提高 60% 以上,一次对接成功率提升至 100%。进一步,传统装配技术一般不能使转子引导贴合到位,需安装连接螺母施加轴向力带动 LPT 轴运动使其贴合到位,然后再锁紧连接螺母到规定力矩,造成一部分锁紧力用来克服 LPT 单元体安装过程的摩擦力,造成装配质量不稳定。

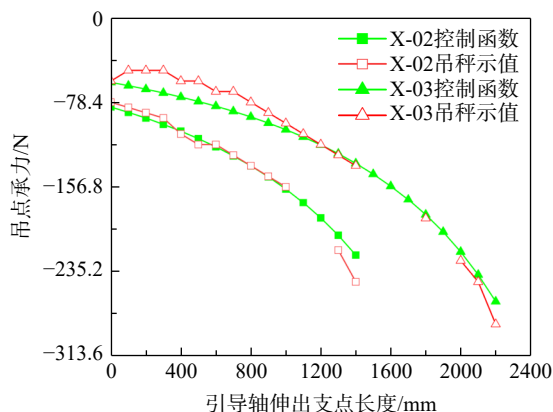


图 10 水平对接进程控制函数与实测值对比

Fig. 10 Comparison between control function and measured value of horizontal docking process

表 2 LPT 单元体装配效果对比

Table 2 Comparison of LPT unit assembly effect

装配效果	传统 装配技术	基于变形控制的 装配技术
装配难度	高	低
磕碰/卡滞	有	无
装配时长/h	约为 3	约为 1
一次对接 成功率/%	约为 30	100
引导安装 贴合程度	不到位	到位

而基于变形控制的装配技术则解决了上述难题,在引导安装阶段使转子贴合到位,使连接螺母的锁紧力全部作用于 LPT 轴和风扇轴的连接,提高连接质量,实现可靠性装配。

4 结 论

针对商用航空发动机 LPT 单元体装配引导工装结构设计水平低和对接过程严重依赖人工经验导致的装配效率低、一次对接成功率低的技术问题,本文提出了基于变形控制的 LPT 单元体水平装配技术:

1) 引导工装优化设计技术考虑了装配过程中的受力、变形等多限制条件,极大提升工装结构设计水平,相较传统工装,结构更轻巧,质量降低 70% 以上。

2) 对接进程控制技术为 LPT 单元体水平对接提供一种与力/变形实测值吻合的进程控制函数,相较传统装配,摆脱了人工经验的依赖性,整个过程无磕碰和卡滞,装配效率提高 60% 以上,一次对接成功率提升至 100%。

3) 通过实例证明,基于变形控制的 LPT 单元

体水平装配技术突破了传统经验装配, 极大降低操作难度, 实现 LPT 单元体数字化、高效率、高可靠性的安装, 为脉动线数字孪生体、智能化装配奠定一定的理论基础。

参考文献:

- [1] 刘大响, 陈光. 航空发动机: 飞机的心脏[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [2] 石宏. 航空发动机装配工艺技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [3] 周烁, 汪俊熙, 刘宜胜, 等. 大型商用航空发动机整机装配工艺浅析[J]. *航空制造技术*, 2014, 57(5): 92-96.
ZHOU Shuo, WANG Junxi, LIU Yisheng, et al. Brief review on assembly process of large commercial aeroengine[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014, 57(5): 92-96. (in Chinese)
- [4] 魏小红, 陈贵林, 田小京, 等. 航空发动机数字化脉动总装线规划技术研究[J]. *航空制造技术*, 2015(21): 155-157, 162.
WEI Xiaohong, CHEN Guilin, TIAN Xiaojing, et al. Study on aeroengine digital pulsation final assembly line planning technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015(21): 155-157, 162. (in Chinese)
- [5] 魏小红, 颜建兴, 金梅, 等. 基于航空发动机脉动装配的智能管控技术研究[J]. *航空制造技术*, 2020, 63(6): 43-50.
WEI Xiaohong, YAN Jianxing, JIN Mei, et al. Investigation on intelligent controlling-management system of aero-engines pulsation assembly line[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2020, 63(6): 43-50. (in Chinese)
- [6] 王岭. 航空发动机低压涡轮单元体智能对接技术研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2018, 31(5): 1-5.
WANG Ling. Study on automatic docking technology for aero-engine low pressure turbine installation[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2018, 31(5): 1-5. (in Chinese)
- [7] SUN Y, GUO J, HONG J, et al. Modeling of rotation accuracy of multi-support rotating machinery considering geometric errors and part deformation[J]. *Assembly Automation*, 2020, 40(5): 665-673.
- [8] MU X, WANG Y, YUAN B, et al. A new assembly precision prediction method of aeroengine high-pressure rotor system considering manufacturing error and deformation of parts[J]. *Journal of Manufacturing Systems*, 2021, 61: 112-124.
- [9] 丁司懿, 金隼, 李志敏, 等. 航空发动机转子装配同心度的偏差传递模型与优化[J]. *上海交通大学学报*, 2018, 52(1): 54-62.
DING Siyi, JIN Sun, LI Zhimin, et al. Deviation propagation model and optimization of concentricity for aero-engine rotor assembly[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2018, 52(1): 54-62. (in Chinese)
- [10] 张子豪, 郭俊康, 洪军, 等. 航空发动机高压转子装配偏心预测和相位优化的智能算法应用研究[J]. *西安交通大学学报*, 2021, 55(2): 47-54.
ZHANG Zihao, GUO Junkang, HONG Jun, et al. Research on application of intelligent algorithm for assembly eccentricity prediction and phase optimization of aero engine high pressure rotor[J]. *Journal of Xi'an Jiao Tong University*, 2021, 55(2): 47-54. (in Chinese)
- [11] 邓王倩, 莫蓉, 陈凯, 等. 基于实测数据的航空发动机转子叶尖装配间隙预测[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(6): 1272-1283.
DENG Wangqian, MO Rong, CHEN Kai, et al. Prediction of rotor tip assembly clearance based on measured data for aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(6): 1272-1283. (in Chinese)
- [12] 张龙, 韩鹏卓, 刘忠奎, 等. 航空发动机转子叶尖间隙及同心度变化规律研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2017, 30(1): 44-47.
ZHANG Long, HAN Pengzhuo, LIU Zhongkui, et al. Research on the variation of rotor blade tip clearance and concentricity for aero-engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2017, 30(1): 44-47. (in Chinese)
- [13] 詹江正, 张光, 宋文艳, 等. 某型高压压气机 12 级转子叶尖间隙理论分析与数值模拟[J]. *机械科学与技术*, 2019, 38(10): 1632-1640.
ZHAN Jiangzheng, ZHANG Guang, SONG Wenyan, et al. Theoretical analysis and numerical simulation of tip clearance of 12-stage high-pressure compressor rotor[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2019, 38(10): 1632-1640. (in Chinese)
- [14] 焦俊杰, 莫蓉, 徐广庆, 等. 螺栓孔的位置度误差对短精密螺栓连接结构装配力学特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(5): 935-947.
JIAO Junjie, MO Rong, XU Guangqing, et al. Influence of position error of bolt hole on assemble mechanical characteristics of short precision bolted connection structure[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(5): 935-947. (in Chinese)
- [15] LI T, YANG D, ZHAO B, et al. Measured and investigated nonlinear dynamics parameters on bolted flange joints of combined rotor[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2021, 35(5): 1841-1850.
- [16] 李小强, 孟庆阔, 杜一凡, 等. 拧紧策略对航空发动机单螺栓连接预紧力的影响[J]. *机械工程学报*, 2020, 56(13): 231-241.
LI Xiaoqiang, MENG Qingkuo, DU Yifan, et al. Influence of tightening strategy on pre-tightening force of aero-engine single-bolt connection[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(13): 231-241. (in Chinese)
- [17] 张志贤, 刘检华, 宁汝新. 虚拟装配中基于多刚体动力学的物理装配过程仿真[J]. *机械工程学报*, 2013, 49(5): 90-98.
ZHANG Zhixian, LIU Jianhua, NING Nuxin, et al. Physical assembly process simulation based on multi-rigid-body dynamics in virtual assembly[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 49(5): 90-98. (in Chinese)
- [18] 岳普煜, 王建梅, 黄庆学, 等. 弹性结合油膜轴承锥套的装配力学行为研究[J]. *中北大学学报(自然科学版)*, 2008(5): 405-408.
YUE Puyu, WANG Jianmei, HUANG Qingxue, et al. Research on assembly mechanical behaviors of oil-film bearing taper sleeve with elastic cohesion[J]. *Journal of North University of China (Nature Science Edition)*, 2008(5): 405-408. (in Chinese)
- [19] 濮良贵, 陈国定, 吴立宣. 机械设计[M]. 北京: 高等教育出版社, 2015.

(编辑: 秦理曼)