

# 基于 SolidWorks 的多自由度航空发动机装配平台设计与分析

## Design and Analysis of Multiple-Degree-Freedom Aeroengine Assembly Device Based on SolidWorks

中国农业机械化科学研究院 黄松 王志 刘清林 闫志洋 何岳

**[摘要]** 传统航空发动机装配设备自动化程度低,对装配效率和装配质量影响较大。结合我国航空发动机装配现状,研制设计了多自由度航空发动机装配平台。阐述了多自由度航空发动机装配平台的设计,并采用 SolidWorks 自带的插件 Simulation 对关键构件进行受力和疲劳分析,得到其最大应力和最大变形,据此可对关键构件进行强度和刚度的校核。

**关键词:** 多自由度 航空发动机 装配平台  
SolidWorks Simulation

**[ABSTRACT]** Traditional aeroengine assembly devices have low degree of automation, and have influence on assembly efficiency and quality greatly. Therefore, based on the status of aeroengine assembly in our country, a multiple-degree-freedom aeroengine assembly device is designed. The design of the device is presented, and SolidWorks software is used to build models, simulation plug is used for the main mechanical structure stress and fatigue analysis. Compared with the maximum deformation and maximum stress, the mechanical strength and stiffness of the structure is checked, to ensure the device safe.

**Keywords:** Multiple-degree-freedom Aeroengine Assembly device SolidWorks Simulation

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S1.084

航空发动机的制造过程是零件—组件—部件—整机的装配过程。在航空发动机装配工艺中,装配工艺装备是保证航空发动机零组部件定位、安装、铆接的基础<sup>[1]</sup>。在国内外民用大涵道比涡轮风扇航空发动机风扇、核心机、低压涡轮装配成主机以及外部装配过程中,传统装配有固定在龙门架下的立式装配,有在装配车架上的水平装配,也有固定在4或6根独立装配支柱上的水平装配<sup>[2]</sup>。这些传统装配方法效率低,且工人在装配作业时,由于发动机姿态无法调整甚至需要借助梯架进行工作,增加操作的强度和危险性的同时对装配质量也不能很好地把握。为了提高我国航空发动机装配作业

自动化程度,结合我国航空发动机装配现状,研制设计了多自由度航空发动机装配平台,并利用 SolidWorks 软件的仿真功能对机械结构的强度和刚度进行了校核,以确保设备的安全可靠。

### 1 基本结构和工作原理

多自由度航空发动机装配平台如图1所示,主要由升降机构、纵摆机构、滚转机构3部分组成。其中,滚转机构由C型环装置和C型环驱动装置组成。3个机构分别由电动系统驱动,对应3个自由度方向的动作。

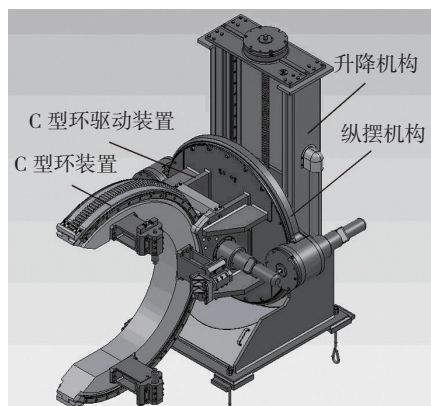


图1 整机结构图

Fig.1 Structure of the whole machine

#### 1.1 升降机构

升降机构主要由升降固定装置、升降驱动装置、安全限位装置以及应急驱动装置组成,并由底座、龙门架、丝杠滑座、直线导轨组成升降固定装置,由伺服电机、行星减速机、联轴器、滚珠丝杠构成升降驱动装置。升降驱动装置安装固定在底座上,伺服电机通过行星减速机带动滚珠丝杠旋转,滚珠丝杠的旋转带动丝杠滑座沿着直线导轨实现垂直升降。在动作的过程中,直线导轨起导向作用,丝杠起承载和驱动的作用。由失电制动电磁制动器、位置传感器、行程开关、机械限位装置构成了升降安全限位装置;由带手动驱动齿轮轴、应急解除制动螺钉构成升降应急手动驱动装置。安全限位装置和应

急驱动装置的设计,增强了多自由度航空发动机装配平台在使用过程中的安全性。

### 1.2 纵摆机构

采用伺服电机驱动齿轮轴旋转继而带动回转支承动作来实现向左右旋转功能。为了实现该自由度方向的运动,2个动力驱动单元安装固定在回转支承固定板左右两侧,动力驱动单元由伺服电机、行星减速机、驱动齿轮轴以及安全防护装置组成。2个动力驱动单元对称布局来驱动回转支承,一方面可保证机构的重心在回转支承的中心位置,另一方面由于装配的发动机重量大,采用单一驱动齿轮轴驱动回转支承会造成齿轮轴轮齿使用寿命缩短。此外,当一个驱动单元突发故障不能使用,另一个还可以继续工作时,保证了装配过程的安全。同时,回转支承固定板与升降机构中的丝杠滑座通过螺栓相连接,实现了升降机构与纵摆机构的连接。

### 1.3 滚转机构

滚转机构中C型环驱动装置驱动C型环装置实现滚转功能,实现绕发动机轴线自由度方向的动作。C型环驱动装置由支座、滚转驱动单元、驱动齿轮轴以及安全防护装置等组成。回转支承安装在支座外围,用来实现纵摆机构与滚转机构的连接。滚转驱动单元由伺服电机、行星减速机和联轴器组成,通过联轴器与驱动齿轮轴联接。如图1所示,通过安装过渡块与C型环支座上的侧板连接,弧形回转支承与驱动齿轮轴啮合连接,实现了C型环装置与C型环驱动装置的连接。滚转驱动单元驱动齿轮轴旋转,继而带动弧形回转支承旋转,从而实现C型环装置的滚转。3个夹持连接装置分别安装在C型环装置的两头以及中间位置处,夹持连接装置能够实现调节,通过与其他装配装置的结合使用,能够满足多种型号发动机单元体、整机的装配。

## 2 主要结构有限元分析

由于承载重量大的航空发动机,所以要求多自由度航空发动机装配平台具有良好的力学性能,包括刚度、应力、变形等,故整机的结构设计是关键。如果采用传统的手工验算方法,需要依靠经验反复进行,时间周期长,设计成本高,劳动强度大,而有限元技术能够很好地解决该矛盾。利用SolidWorks软件自带的Simulation仿真插件<sup>[3]</sup>,对多自由度航空发动机装配平台的升降机构机架、C型环驱动装置支座以及C型环装置进行了应力、应变分析,探讨了在3倍额定载荷的恶劣条件下,主要结构是否安全可靠并满足设计的要求。

### 2.1 升降机构机架分析

机架受力及应变云图如图2所示,其应力、应变仿真分析的结果如表1所示。由表1可以看出,机架受应

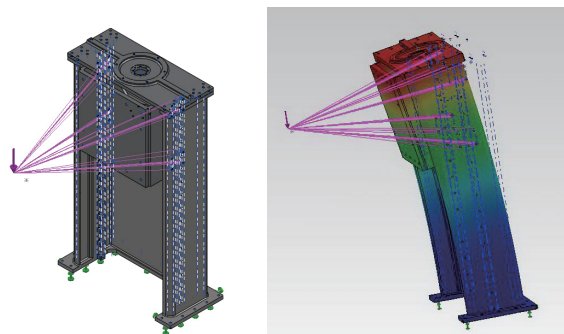


图2 机架受力分析

Fig.2 Stress analysis of frame

表1 机架受力分析结果

名称	类型	最小	最大
应力1	VON: von Mises 应力	0.015MPa	304.4MPa
		位移1	节: 93419
位移1	URES: 合位移	0 mm	2.46685 mm
		节: 74	节: 67785
应变1	ESTRN: 对等应变	9.56463e-008	0.00128897
		单元: 28138	单元: 54662

力最大值为304.4MPa,而机架装置采用Q345B材料的屈服应力极限为345MPa。因此,该结构的最薄弱的环节满足强度要求。

根据公式

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E}, \quad (1)$$

其中, $\sigma$ 为应力; $E$ 为弹性模量; $\varepsilon$ 为应变。碳钢的弹性模量为196~206GPa,由公式(1)可以计算机架结构允许的最大应变为1.67。由表1可以看出其最大应变为1.29<1.67,满足刚度要求。

### 2.2 C型环驱动装置支座分析

对于C型环驱动装置支座的分析,由于其在使用过程中位置会随着旋转发生变化,因此分析了如图3所示的2种位置的应力应变情况,得到的结果如表2所示。由表2的结果可以看出,受应力最大的点发生在支座旋转到最大角极限位置处为97.6MPa,支座同样采用Q345B材料,因此,该结构的最薄弱的环节满足强度要求。由表2的结果可以看出最大应变小于1.67,因此,该结构的最薄弱的环节满足刚度要求。

### 2.3 C型环受力分析

对于C型环的受力分析,选取了如图4所示3个位置对C型环装置进行了分析,得到的结果如表3所示。通过3个位置处的数据结果对比,可以看出应力、应变最大值均发生在C型环倾斜位置,即单一环头承担大部分重量。由表3的结果可以看出,应力最大值为

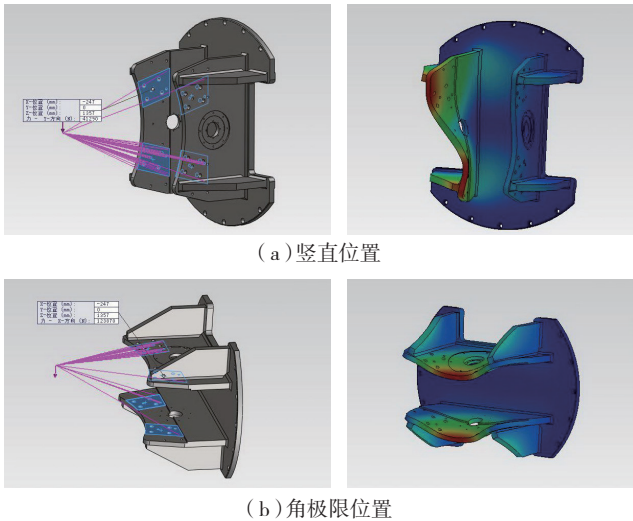


图3 C型环驱动装置支座受力分析

Fig.3 Stress analysis of C ring drive device support

表2 支座受力分析结果

名称	类型	最小	最大
竖直位置			
应力 1	VON: von Mises 应力	0.036MPa 节: 31609	69.02MPa 节: 7904
位移 1	URES: 合位移	0 mm 节: 195	0.271452 mm 节: 1651
应变 1	ESTRN: 对等应变	9.09324e-008 单元: 3342	0.000248825 单元: 1547
角极限位置			
应力 1	VON: von Mises 应力	0.045MPa 节: 19002	97.58MPa 节: 8645
位移 1	URES: 合位移	0 mm 节: 195	0.31339 mm 节: 1075
应变 1	ESTRN: 对等应变	2.79084e-007 单元: 18705	0.00024609 单元: 10158

310.8MPa,最大应变为 0.76。C 型环采用 Q345B 材料焊接而成,因此,该结构的最薄弱的环节满足强度和刚度的要求。

### 3 结论

通过运用 SolidWorks 软件对多自由度航空发动机装配平台进行设计和建模分析,可以看出多自由度发动机装配平台主要结构的强度和刚度完全符合使用要求,设计合理。多自由度航空发动机装配平台的设计应用,有益于改善现有装配作业中发动机姿态无法调整、装配过程效率低、作业不安全等局面,为我国航空发动机装配自动化作业提供了参考。

#### 参考文献

[1] 《航空制造工程手册-发动机装配与试车》总编委会. 航空制造工程手册. 北京: 航空工业出版社, 1995.

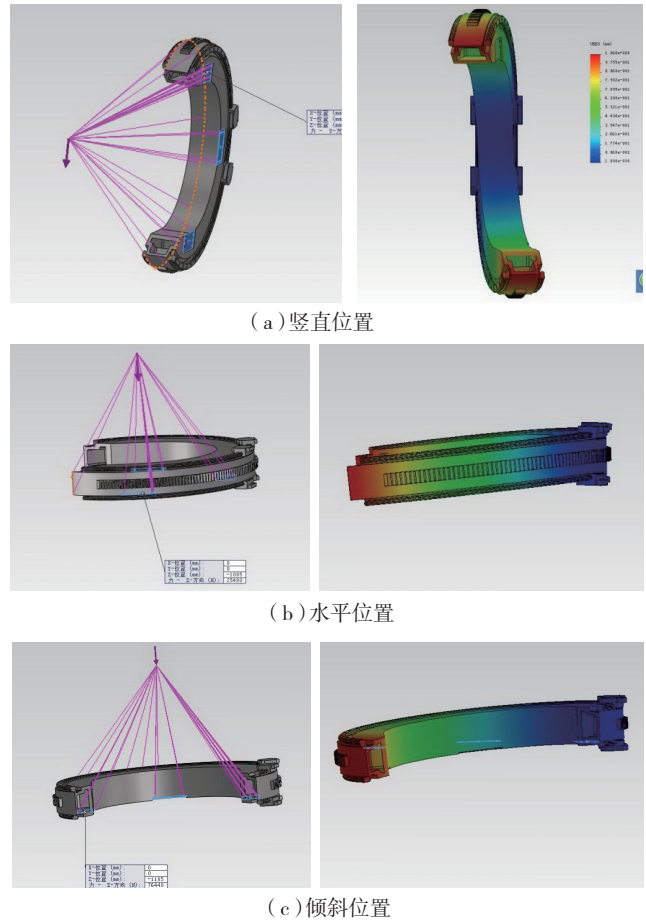


图4 C型环受力分析

Fig.4 Stress analysis of C ring

表3 C型环受力分析

名称	类型	最小	最大
竖直位置			
应力 1	VON: von Mises 应力	0.0016MPa 节: 375448	157.6MPa 节: 211027
位移 1	URES: 合位移	0 mm 节: 389256	1.06421 mm 节: 736
应变 1	ESTRN: 对等应变	6.02139e-009 单元: 227659	0.000618163 单元: 152698
水平位置			
应力 1	VON: von Mises 应力	0.00058MPa 节: 307309	133.3MPa 节: 344534
位移 1	URES: 合位移	0 mm 节: 389256	1.09423mm 节: 758
应变 1	ESTRN: 对等应变	2.17788e-009 单元: 230935	0.000459349 单元: 152698
倾斜位置			
应力 1	VON: von Mises 应力	0.00095MPa 节: 375009	310.8MPa 节: 189362
位移 1	URES: 合位移	0 mm 节: 396593	4.86974 mm 节: 31442
应变 1	ESTRN: 对等应变	3.94716e-009 单元: 239402	0.000755023 单元: 187023

(下转第 95 页)

不平衡量 $\leq 2g \cdot cm$ 。然后再对工件进行静平衡,如图9所示,找正工件内孔 $D$ 跳动不大于 $0.01mm$ ,测量记录静不平衡量的大小和方位,并在工件 $Q$ 面用记号笔标记轻点 $Q$ 。

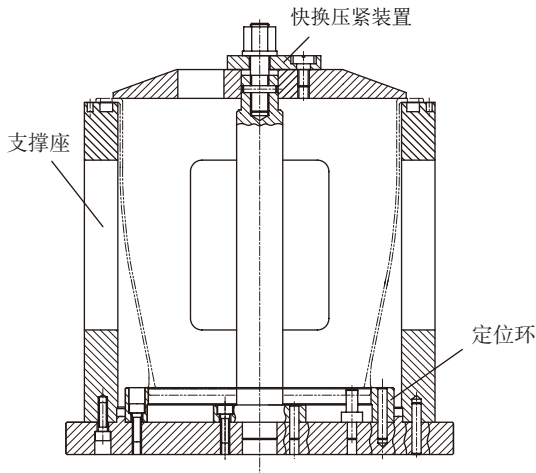


图8 镗大端面孔夹具示意图

Fig.8 Diagram of special fixture for boring big end face

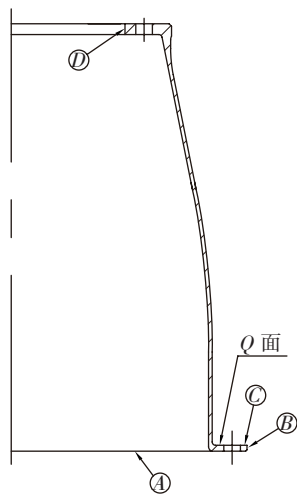


图9 静平衡工序图

Fig.9 Diagram of static balance process

### 3 结论

经过进行后轴颈工艺的分析研究,制定合理的工艺路线、加工方法,加工出的工件符合设计要求,结果表明工艺路线、加工方法可行。高温合金薄壁鼓筒型后轴颈工件研制的成功,为其他类似结构薄壁轴颈类工件的机械加工制造提供了宝贵的经验。

#### 参考文献

- [1] 陈日曜. 金属切削原理. 第2版. 北京: 机械工业出版社, 2000.
- [2] 张幼楨. 金属切削原理及刀具. 北京: 国防工业出版社, 1990.

[3] 柯明扬. 机械制造工艺学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1996.

[4] 汤湘中. 机床夹具设计. 北京: 机械工业出版社, 1988.

(责编 一帆 古京)

(上接第83页)

同一组技术人员分别采用UG原有装配功能和本系统进行装配设计测试,结果表明:在建立组合夹具元件库的前提下,采用UG原有装配功能设计此套夹具的时间约为4h,而采用本系统装配设计时间仅为1h左右,设计效率大大提高。

### 5 结束语

本文根据组合夹具的结构和装配特点,提出了一种基于特征的组合夹具快速装配设计方法,给出了装配特征的定义和表示方法,研究了组合夹具元件装配特征的存储方式,并在此基础上实现了特征级别的快速装配,与传统的几何约束装配方式相比,装配操作的复杂度和工作强度都大大降低。最后开发了组合夹具快速装配设计系统,并以某叶片的组合夹具装配设计为例,验证了本方法的有效性和实用性。现该系统已成功应用在某航空发动机组合夹具设计过程中。

#### 参考文献

[1] Wang H, Rong Y M, Li H, et al. Computer aided fixture design: Recent research and trends. Computer-Aided Design, 2010, 42: 1085-1094.

[2] 朱耀祥, 融亦鸣. 柔性夹具与计算机辅助夹具设计技术的进展. 制作技术与机床, 2008(8):5-8.

[3] Wang H, Rong Y M. Case based reasoning method for computer aided welding fixture design. Computer-Aided Design, 2008, 40: 1121-1132.

[4] Peng G L, Chen G F, Wu C, et al. Applying RBR and CBR to develop a VR based integrated system for machining fixture design. Expert Systems with Applications, 2011, 38:26-38.

[5] 邵晓东, 殷磊, 陆源, 等. 一种基于特征的快速装配方法. 计算机集成制造系统, 2007, 13(11):2217-2223.

[6] Li G D, Zhou L S, An L L, et al. A system for supporting rapid assembly modeling of mechanical products via components with typical assembly features. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2010, 46:785-800.

(责编 谷雨)

(上接第86页)

[2] 辛彦秋, 吴斌, 苏丹, 等. 民用航空发动机脉动装配浅析. 航空制造技术, 2013(20): 118-120.

[3] 张忠将, 李敏. Solidworks2010机械设计从入门到精通. 北京: 机械工业出版社, 2012.

(责编 谷雨)