

航空发动机动态姿态仿真测试台架设计

马爽, 葛力彬, 王夫申

(航空工业北京航空精密机械研究所, 北京 100076)

摘要:为了更真实全面地仿真航空发动机的使用状态,研制了一种用于小型航空发动机整机动态姿态仿真测试的台架。该台架具有横滚和俯仰2个自由度,可提供位置、速率及摇摆等功能,采用伺服电机带动齿轮组件和蜗轮蜗杆进行驱动,并具备排气装置。设计结果表明:动态姿态模拟转台速度可达 $30^\circ/\text{s}$,加速度可达 $50^\circ/\text{s}^2$,运动范围为 $\pm 175^\circ$,定位精度实测优于 $\pm 0.12^\circ$;可以任何位置为中心做正弦、梯形、三角波等形式的运动。该设备的研制可进一步提高地面试验的仿真精度,有利于发动机检测技术的发展。

关键词:测试台架;动态姿态模拟;排气;双端非对称式驱动结构;航空发动机

中图分类号:V216

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.S1.003

Design of Dynamic Attitude Simulation Test Platform for Aeroengine

MA Shuang, GE Li-bin, WANG Fu-shen

(AVIC Beijing Precision Engineering Institute Aircraft Industry, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to simulate the use state of aeroengine more truly and comprehensively, a dynamic attitude simulation test platform of small aeroengine was developed. The platform had two degrees of freedom of rolling and pitching, and could provide position, speed and rocking functions. It used servo motor to drive the gear assembly and worm, and had an exhaust device. The design results show that the speed of dynamic attitude simulator can reach $30^\circ/\text{s}$. The acceleration can reach $50^\circ/\text{s}^2$, the range of motion is $\pm 175^\circ$ and the positioning accuracy is better than that measured $\pm 0.12^\circ$. It can move sine wave, trapezoid wave and triangle wave at any position. The development of the equipment can further improve the simulation accuracy of ground test and is conducive to the development of engine detection technology.

Key words: test platform; dynamic attitude simulation; exhaust system; double ended asymmetric drive structure; aeroengine

0 引言

航空发动机的工作条件严苛,处于高压和高转速工作状态,为了提升其性能、可靠性以及寿命等,要充分掌握发动机在不同条件下的温度、压力、腐蚀应力等条件,需进行多项测试试验^[1-3]。目前发动机的整机试验多为地面静态仿真测试^[4-6],为更真实地模拟发动机的工作环境,希望对其进行动态姿态仿真^[7-9],模拟发动机随飞机俯仰及横滚状态下的性能指标变化,需要有针对性的研制一种大负载大尺寸的动态姿态仿真测试台架^[10-11]。

与国外相比,我国在航空发动机整机测试方面还有不小的差距。目前国内航空发动机整机测试设备多为静态测试,对于实际飞行中面临的各种摇摆工况

缺乏合适的设备进行模拟。部分动态测试设备由于驱动机构的自身能力的限制,其横滚角度最大只能实现 $\pm 50^\circ$,极大的限制了航空发动机进行大姿态运动仿真的能力。

本文设计了一种动态姿态仿真测试台架,从整体结构入手,重点研究框架承载能力和传动及控制方式,并对大尺寸框架的制造方案进行了说明,对某小型吸气式燃气涡轮发动机进行了整体动态姿态模拟测试。

1 动态姿态模拟转台结构设计

1.1 总体结构设计

可变姿态台架主要由横滚试车台架、俯仰试车台架、底座、管线组件及排气组件组成。俯仰试车台架

收稿日期:2019-06-03 基金项目:航空科学基金(2010ZD01003)资助

作者简介:马爽(1990),男,硕士,工程师,主要从事惯性测试技术研究工作;E-mail:mashuangbuaa@139.com。

引用格式:马爽,葛力彬,王夫申.航空发动机动态姿态仿真测试台架设计[J].航空发动机,2021,47(增刊1):15-18.MA Shuang, GE Libin, WANG Fushen. Design of dynamic attitude simulation test platform for aeroengine[J]. Aeroengine, 2021, 47(S1): 15-18.

由两侧的支撑座固定支撑,左右支撑同轴安装,绕水平轴旋转实现俯仰角运动;横滚试车台架安装于俯仰试车台架上,垂直中框轴线做横滚运动,测试目标固定于横滚试车台架上,随着横滚试车台架运动。横滚试车台架和俯仰试车台架分别安装液滑环,并在框架内部布置柔性管路,为测试目标提供燃油、滑油、气及冷却液等。

负载尺寸大致为3000 mm×2000 mm×1500 mm。台体长宽高约为6510 mm×8500 mm×7750 mm,质量约为27 t;两轴交点中心高为3500 mm,转交范围为±175°。动态姿态转台总体结构如图1所示。

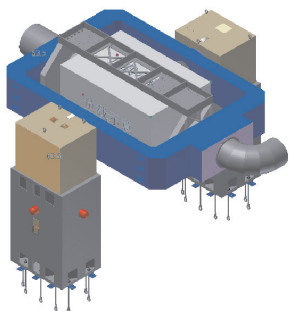


图1 动态姿态模拟转台

1.2 负载状况分析及横滚试车台架设计

动态姿态模拟转台负载为某小型航空发动机,并需要对后续其他型号发动机安装接口兼容。除发动机外,还需安装齿轮泵、测试装置等配套设备,因此负载安装接口采用台面式,并配备T型槽以适应不同型号发动机和不同型号配套设备的设计和安装,此外还需根据不同测试目标对转台进行配重,以减轻传动链的负载。

根据发动机尺寸及配套设备体积需求,负载空间需要4 m(长)×2 m(宽)×3 m(高)。由于负载及其工装尺寸较大,安装负载时操作人员需要站在台面上,因此采用半封闭式结构,以提高框架刚度;同时需要兼顾大尺寸零部件的加工性能,最终横滚试车台架设计为分体式半封闭结构,如图2所示。从图中可见,下侧为T型槽台面,用于安装负载,上侧为可拆卸横滚配重板,吊装负载时可拆卸,负载吊装至台面上后,再复位到原处,其上可安装配重块。前后为加强护栏,高于台面550 mm,可提高横滚台架的抗变形能力,同时具有一定安全防护功能,并且方便操作人员上下台面。左右为连接座,用于连接横滚轴承。其中横滚配重板采用铸铁材料,其余皆采用铸铝材质。

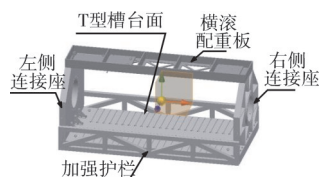


图2 横滚试车台架

以台体在重力和负载产生的正压力作用下的变形量为优化目标,利用有限元软件对结构尺寸和加强

筋布置进行反复优化,最终横滚试车台架在承受重力和5000 N集中载荷时,其最大变形为0.3 mm,如图3所示。

1.3 俯仰试车台架及底座设计

俯仰试车台架采用O型结构,并通过2个立柱型底座安装于地基上。其设计以低变形和轻质量为目标,并需兼顾加工性能。利用有限元软件对结构尺寸和加强筋布置进行优化,俯仰试车台架及底座变形如图4所示。

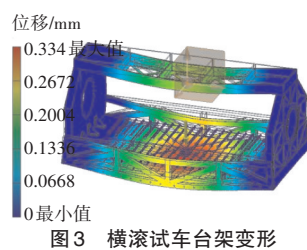


图3 横滚试车台架变形

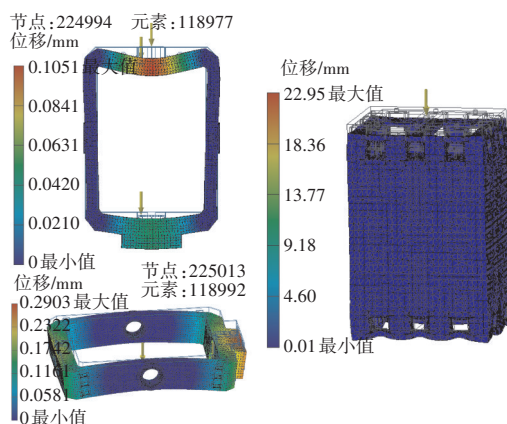


图4 俯仰试车台架及底座变形

1.4 进排气组件设计

由于测试目标为小型吸气式燃气涡轮发动机,所以不需要专门设计进气道,但进气口周围不可有遮挡,因此横滚配重板采用较窄的宽度设计,且中部开孔(如图5所示),两侧护栏采用桁架结构,保证气体流动舒畅。

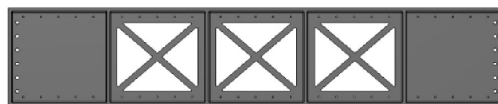


图5 配重板

排气为高温(750 ℃)、高压(3 kg/s)气体,此温度已高于铝合金熔点,普通钢材在此温度下强度也大幅降低。同时,随着转台俯仰角变化,发动机尾喷口方向亦会改变。为了避免排气吹向地面,造成扬沙、扬尘,卷入发动机而损害叶片,且还要避免气体吹向转台或试验室顶棚,必须设计专用的排气管道引导排出的气体,如图6所示。

排气引导管分为3部分。内部段用于与负载排

气口连接,采用双段式结构增长调整范围,以应用于不同的负载;中部段位于俯仰框架腔内;外部段为具有90°的弯曲结构,通过姿态实时调整组件带动,随着俯仰框架的俯仰角度不同独立旋转,实现对排气方向的控制。

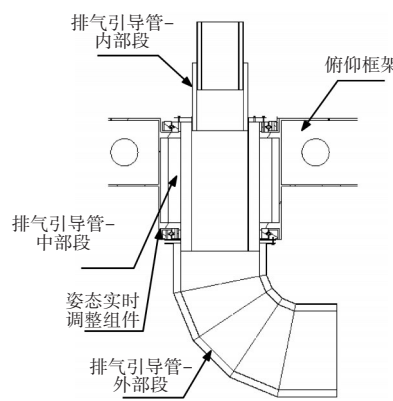


图6 排气引导管结构

每段引导管为3层结构,内外层为金属管,起到支撑作用,中间填充有隔热毛毡,使其具备隔热功能,以防损坏周边元器件。各排气引导管截面为圆形,方便制造和旋转。

2 传动链设计及控制方法

可变姿态台架尺寸很大,导致惯量亦很大;为模拟飞行器极限状态下的姿态运动,还需提供足够大的角加速度。因此,传动链必须能够提供足够大的驱动力。各轴驱动力矩计算见表1。从表中可见,难点在于俯仰轴驱动力矩较大。

表1 各轴所需力矩计算

参数	横滚轴	俯仰轴	排气管
转动惯量/(kg·m ²)	3252	30668	80
质量/kg	3200	8025	100
角加速度/(°)/s ²)	50	50	50
加速驱动力矩/N·m	2836	26749	70
液滑环摩擦力/N·m	2000	2000	0
轴承摩擦力矩/N·m	700	1000	1000
偏心力矩/N·m	3000	3000	1000
总需力矩/N·m	8480	32749	2070

横滚轴和排气管采用带外齿的4点接触球轴承支撑,并由伺服电机带动减速器驱动,其中横滚轴采用双端驱动方式。对于俯仰轴系,由于齿轮外齿重合度较小,经核算采用外齿驱动安全系数较低,双蜗轮蜗杆驱动具有自锁现象,同步控制风险较大。因此采用非对称式的双端驱动方案,一端采用齿轮减速组件,另一端采用蜗轮蜗杆减速组件,两端各由1台伺服电机驱动,角位置传感器安装于蜗轮蜗杆减速组件一侧。

由于采用了双端非对称式驱动结构,因此需要采

用多电机同步驱动系统。系统由伺服控制单元、驱动电机和角位置传感器组成。单伺服电机配合蜗轮蜗杆减速组件组成蜗轮蜗杆驱动组件,负责输出不小于50%的驱动力矩,另一侧由双伺服电机带动齿轮减速组件用于辅助驱动。设计3台电机分别由3台驱动器独立驱动,各驱动器接收对应伺服电机的位置反馈。同时蜗轮蜗杆端通过角位置传感器作为伺服控制单元位置反馈,伺服控制单元读取该光栅数据,供蜗轮蜗杆端驱动电机进行解算输出模拟控制量。齿轮端驱动电机通过电流反馈进行力矩控制,辅助出力,保证3个电机不会出现“卡死”现象,且负载定位、定速平稳运行,如图7、8所示。

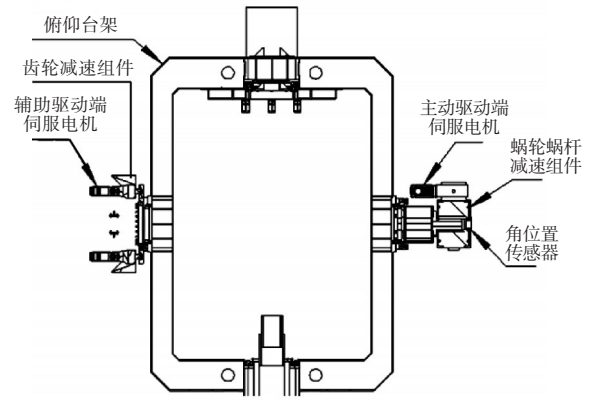


图7 俯仰传动部分结构

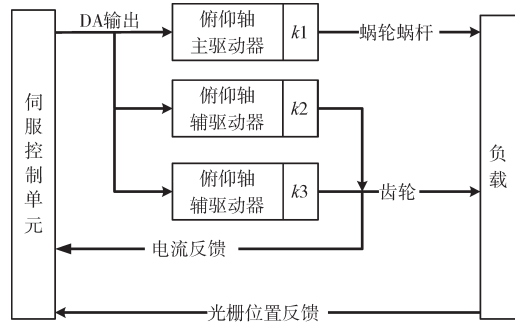


图8 俯仰轴控制流程

3 铸造工艺

大尺寸动态姿态转台制造难度主要集中于台面及俯仰框的铸造工艺。综合考虑承载力学性能和制造过程的经济性,台面及框架采用分体铸造而后焊接为一体的方案。铸造材质必须同时具备优良的铸造性能及焊接性能,所以选用ZL114A。

台面及俯仰框架的拆分焊接位置及加强筋布置需考虑对焊接点强度的加强和焊接位置的可操作性,并尽可能利用台面及俯仰框的对称性,采用统一模

具。台面的拆分位置平行于俯仰轴线,从正中间分开,分为2000 mm×2150 mm尺寸相同的2部分,连接处布置多条加强筋,如图9所示。焊接采用坡口方式,将2块相同的台面部分先行焊接,再将加强筋焊接于台面中间,并通过热处理保证焊接强度。上、下表面2个长侧面等接触面留铸造余量。

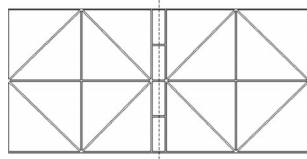


图9 台面拆分焊接部位

俯仰框架拆分为4段,位置平行于俯仰轴线,距离俯仰轴线约为550 mm,具体位置如图10所示。焊接采用坡口方式并通过热处理保证焊接强度,仅于4个轴孔处及其端面位置留铸造余量。

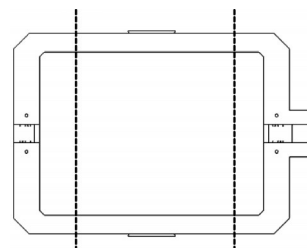


图10 俯仰框架拆分焊接部位

热处理采用一次热处理(T6处理),俯仰框及台面卧式放置,并定制专用淬火槽。制作专用焊接工装以控制焊接变形及整体零件非加工面的形位公差。对焊接处采用渗透检查。

4 结束语

按上述设计进行生产验证,成功研制出1台可用于某小型航空发动机整机测试用的大型动态姿态模拟转台,速度可达30°/s,加速度可达50°/s,运动范围为±175°,定位精度实测优于±0.12°,可进行以任何位置为中心做正弦、梯形、三角波等形式的运动,证实该结构设计及制造工艺合理,双端非对称式驱动方式可行,排气顺畅,解决了航空发动机整机地面动态姿态模拟测试问题。

参考文献:

- [1] 王振华,王亮.航空发动机试验测试技术发展探讨[J].航空发动机,2014,40(6):47-51.
WANG Zhenhua, WANG Liang. Development of aeroengine testing measurement technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(6): 47-51. (in Chinese)
- [2] 王海泉.航空发动机测试技术基础研究[J].航空测试技术,1983(2):3-10,16.
WANG Haiquan. Basic research on aeroengine testing technology[J]. 1983(2): 3-10, 16. (in Chinese)
- [3] 李晓明,赵鹏,冯志书.某型航空发动机性能测试方法研究[J].微型机与应用,2015(18):84-85,92.
LI Xiaoming, ZHAO Peng, FENG Zhishu. Study on performance testing method of a certain aeroengine[J]. Microcomputer and Application, 2015(18): 84-85, 92. (in Chinese)
- [4] 孙海东,傅强.航空发动机振动监测研究[J].机械设计与制造,2007(2):132-134.
SUN Haidong, FU Qiang. Research on vibration monitoring of aeroengine[J]. Machinery Design & Manufacture, 2007(2): 132-134. (in Chinese)
- [5] 孔庆珊.测试技术在航空发动机整机试验中的应用现状和发展趋势[J].山东工业技术,2016(3):122.
KONG Qingshan. Application status and development trend of test technology in aircraft engine test[J]. Shandong Industrial Technology, 2016(3): 122. (in Chinese)
- [6] 乔国华.航空小型发动机测试系统[J].航空与航天,2006(4):13-14.
QIAO Guohua. Aeronautical small engine test system [J]. Avionics and Astronautics, 2006 (4): 13-14. (in Chinese)
- [7] 刘雨棣,乔社娟.航空发动机试验仿真系统[J].航空计算技术,2015(5):117-120.
LIU Yudi, QIAO Shejuan. A simulation system for aero engine test[J]. Aeronautical Computing Technology, 2015(5): 117-120. (in Chinese)
- [8] 李克新,常诚,孙祯然,等.航空发动机试车半物理仿真技术[J].电子技术与软件工程,2019(5):138-141.
LI Kexin, CHANG Cheng, SUN Zhenran, et al. Semi-physical simulation technology for aero engine test[J]. Electronic Technology and Software Engineering, 2019(5): 138-141. (in Chinese)
- [9] 江平,时瑞军,武一冰,等.航空发动机控制系统半物理仿真试验器设计[C]//2012年航空试验测试技术学术交流会论文集.2012:68-71.
JIANG Ping, SHI Ruijun, WU Yibing, et al. Design of turboshaft engine control system test bench[C]//Proceedings of the Academic Conference on Aviation Test and Testing Technology, 2012: 68-71. (in Chinese)
- [10] 侯敏杰,刘冬根.航空发动机高空台的发展与展望[J].航空科学技术,2012(3):5-8.
HONG Minjie, LIU Donggen. Development and prospect of the aero-engine altitude[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(3): 5-8. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)