

# 氢氧发动机地面摇摆试验技术研究

夏 伟, 陈世哲, 王占林, 朱子勇  
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 为有效考核氢氧火箭发动机的在轨飞行状态, 需要在地面环境模拟发动机的摇摆工作情况。水平试验台承担氢氧发动机地面摇摆试验时, 涉及地面热防护、推力测量系统防护、摇摆测控系统指令实时循环发送与更新、测控系统远程控制等 4 项关键技术。围绕上述 4 个方面, 对氢氧发动机地面摇摆试验技术展开研究。采用数值仿真计算、经验公式、流程图设计、硬件搭建、软件程序编制等多元化的手段, 结合实际情况确定输入输出条件, 推导出相关结论。试验验证结果证明: 摇摆试验地面热防护、推力测量系统防护具有简单易行、防护效果良好的特点, 具有较好的工程实用价值。该技术在国内尚属首次应用, 已成功申报一项国防专利。

**关键词:** 氢氧发动机; 水平试验台; 地面摇摆试验

**中图分类号:** V434-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0105-07

## Research on ground test technology for swing status of LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine

XIA Wei, CHEN Shi-zhe, WANG Zhan-lin, ZHU Zi-yong  
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** It is necessary for ground test to check the swing status of LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine in orbit. When the horizontal test system is used for ground test of swing status of LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine, four key technologies (ground heat protection, thrust force measuring system protection, real-time data cyclic sending and update of swing control system and system remote control) are involved. Aiming at the four aspects, the ground swing test technology of LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine was studied. The numerical simulation calculation, empirical formula, flow chart design, hardware connection and software programming are employed to determine the input/output conditions according to the actual situation, and then derive the relevant conclusion. The ground heat protection and thrust force measuring system protection have perfect protection effect and engineering application value. The swing control system for the engine is first applied in China. A patent of

收稿日期: 2014-08-13; 修回日期: 2014-08-29

作者简介: 夏伟 (1984—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机地面试验

national defence was achieved for it. It was applied in the test. The test and verification results prove that the technology is reasonable, and can provide reference for the similar test.

**Keywords:** LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine; horizontal test system; swing ground test

0 引言

地面摇摆试验是某型号氢氧火箭发动机研制过程中必不可少的环节,通过地面摇摆试验,考核发动机与伺服机构之间的工作协调性及可靠性。

按照试验任务书的要求,在现有某试验台进行地面摇摆试验,需要解决以下 4 个问题:

- 1) 对于水平试验台,发动机摇摆过程中喷管出口的高温燃气方向与发动机轴向偏离,导致高温燃气的影响区域扩大,对发动机附近的现场环境产生影响。
- 2) 发动机摇摆试验时产生的侧向推力对轴向推力测量装置可能造成损坏,影响该试验台的高空模拟试验。
- 3) 基于 1553B 总线的摇摆测控系统,每 4 ms 发送一次指令数据,每次发送 6 条指令,一次 780 s 地面摇摆试验的指令数量大。采用一般 1553B 通讯板卡时,只有一个物理缓存区,最多缓存 5 000 条指令,对实现循环发送和更新指令增加了难度。
- 4) 试验台与控制间距离较远,远大于 1553B 总线可靠传输 80 米距离的限制。满足试验过程中启动/紧停控制要求,保证系统可靠性的前提下,必须实现远程控制。

1 地面摇摆试验技术

1.1 地面热防护技术

发动机水平试车工况和摇摆试车工况中尾流场及对称面处的温度分布有较大区别,如图 1 所示。

从图 1 的结果可以看出,受地面影响即使燃气水平喷出,燃气仍然有向地面流动的趋势。高速燃气对地面空气的引射,附近空气补充不够是燃气向地面流动的原因。在摇摆试车极限工况中燃气向地面流动,从距离喷管出口 10 m 左右位

置地面将开始承受高温燃气的冲刷,地面承受的热载将显著增加。

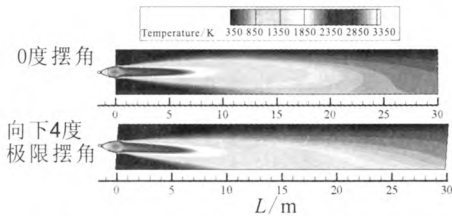


图 1 燃气水平与向下喷射发动机对称面总温分布  
Fig. 1 Total temperature distrubution on engine symmetric surface with horizortal and downward exhaust gas

试车间室外场坪路面的主要材质为耐火水泥,在试车间中轴线向室外场坪方向延伸出数道铁轨,用于高空模拟试验引射装置的移动、放置、固定。无论是铁轨还是耐火水泥,均难以承受发动机在极限摆角时高温燃气的冲刷。本次试验将采用在试车间场坪直接铺设碳钢板的方式,对场坪进行热防护,并通过仿真计算的结果验证方案的合理性。

在摇摆试车中,钢板铺设开始位置对地面热防护有显著影响。在允许的情况下,钢板开始铺设位置尽可能靠近喷管出口处可以有效降低地面承受的热载。仿真计算结果见表 1 所示。

表 1 钢板和地面最大热载情况

Tab. 1 Max heat loads of armor plate and ground					
宽度/m	位置/m	钢板最 高温 度 /K	钢板最 高温 出 现位置/m	钢板最 大热流 /(W·m <sup>2</sup> )	地面燃 气最高 温度/K
3	6	1 352	14.2	213 079	531
3	8	1 358	14.1	214 718	901
3	10	1 356	14.6	252 849	1 188

如表 1 所示, 钢板本身热载基本没有变化, 但钢板开始铺设位置对地面热防护影响显著。钢板开始铺设位置距离喷管出口 10 m 时, 地面最高燃气温度接近 1 200 K, 而钢板开始铺设位置距离喷管出口为 6 m 时, 地面最高燃气温度仅为 530 K, 若继续靠近喷管铺设, 地面处燃气总温还有进一步减小的空间。

摇摆试验采用在地面铺设钢板的方式对地面进行热防护, 钢板规格为 2 m×3.7 m×16 mm, 钢板数量共计 10 块, 钢板开始铺设的位置距离喷

管出口 2.26 m, 充分满足仿真计算的距离要求 (不大于 6 m)。为进一步确保现场热防护的可靠性, 在钢板与地面之间铺设防火石棉布。

1.2 推力测量系统防护技术

如图 2 所示, 高空模拟试验时, 发动机机架固定在机舱前段的动架上并与推力测量装置相连, 实现发动机试验过程的推力测量。摇摆试验需要增加承力架, 将发动机固定在承力架上, 发动机与推力测量装置的物理隔离可有效避免发动机摇摆侧向推力对推力测量装置造成损坏。

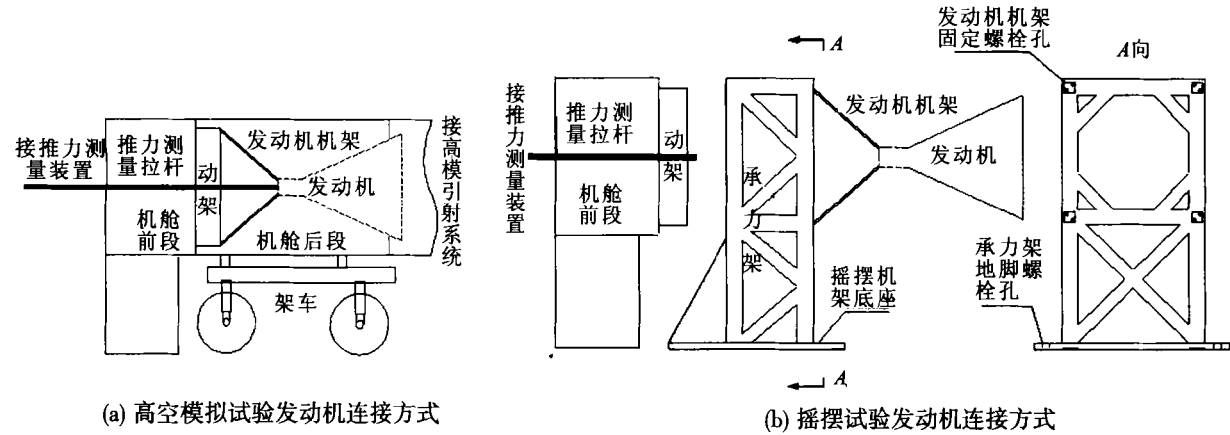


图 2 高空模拟与摇摆试验发动机连接方式对比

Fig. 2 Comparson of connection structure in altitude simulation test and swing test

1.2.1 承力架的可靠性分析

承力架主要受到 4 种力的影响。第一是发动机的自重力  $W$ ,  $W < 500$  kg。第二是发动机的推力  $P$ ,  $P$  按 9 吨考虑。第三是发动机的中心到承力架中心产生的弯矩  $M$ , 发动机中心到承力架中心大约 1 m,  $M = 500 \times 100 = 5 \times 10^4$  kg·cm。第四是发动机摇摆时产生的侧向力  $F$ , 大约 630 kg。由此可见, 发动机的自重力、侧向力与推力相比影响很小, 可忽略不计。弯矩  $M$  对承力架的影响也比较小, 也可忽略不计。这样承力架主要受到的就是推力的影响。承力架按轴向承力 15 t 设计, 发动机额定推力为 9 t, 在承力架的设计承力范围内。

1.2.2 承力架的固定

如图 2 所示, 承力架底座螺栓孔数共计 22 个, 孔径 40 mm, 底座厚度为 50 mm, “T 型头”地脚螺栓采用 M36 的粗牙螺纹, 长度 390 mm。承

力架采用 16# 槽钢焊接组成, 上部与发动机机架连接, 底部用地脚螺栓固定在试车间地面导轨上。

1.3 测控系统指令实时循环发送、更新及远程控制

1.3.1 设计依据

《初样×级伺服系统参加××台××-××发动机单机热试车试验协调要求》;

《数字式时分制指令/响应型多路传输数据总线》GJB289A。

1.3.2 主要技术指标

数据总线 STUB 支线长度小于 6 m;

中频电源, 实现对 2 台同步电机的定向矢量控制, 380 V 三相四线制 50 kVA;

为伺服控制器提供电源+28±0.5 V, 6 A 直流电源; 为 2 个伺服机构电磁阀提供+28 V±0.5 V, 5 A 直流电源;

动力用电与测试用电分别用不同的变压器供电。

### 1.3.3 系统硬件

摇摆测控系统采用 MIL-STD-1553B 数字总线进行数据传输, 控制指令数据经 1553B 总线发送至伺服控制器, 由伺服控制器进行 D/A 转换, 控制伺服机构按照指令摆角动作, 控制发动机喷管摆动。同时伺服机构的模拟量特性参数由伺服

控制器进行采集, 进行 A/D 转换, 通过 1553B 总线传回摇摆测控系统。

摇摆测控系统由 PLC、上位计算机、下位计算机、1553B 通讯卡、数字量 I/O 卡、光/电收发器、伺服控制器、伺服机构及其他附件组成, 如图 3 所示。

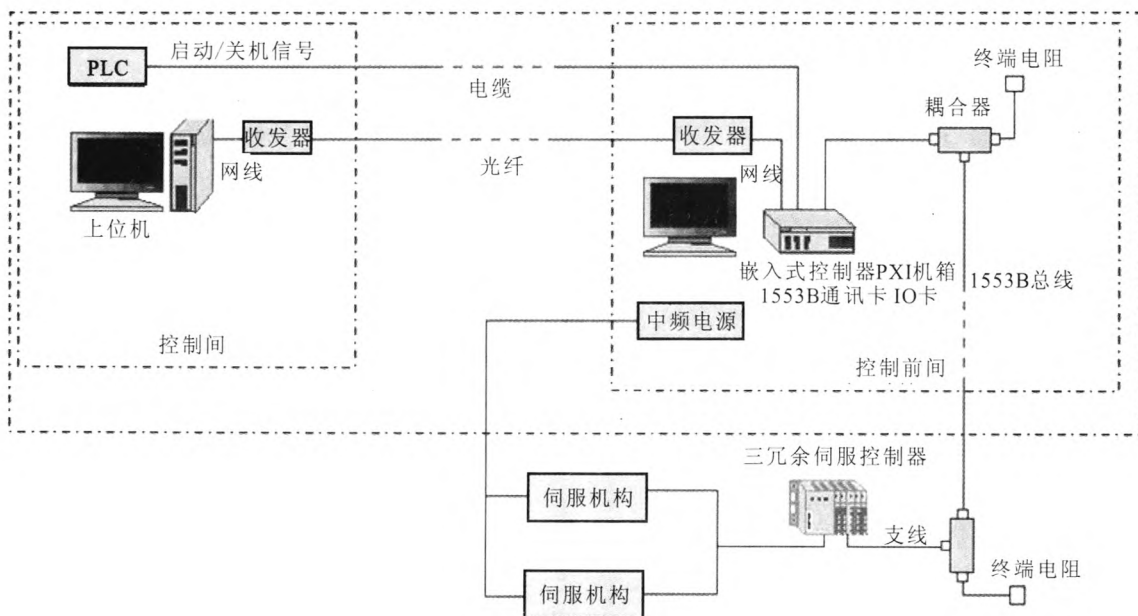


图3 摇摆测控系统原理图

Fig. 3 Control and measuring system principle of swing test

上位计算机通过光纤与下位计算机连接, 数字量 I/O 卡和 1553B 总线通讯卡安装在下位计算机机箱内, 下位计算机中安装摇摆测控软件, 其主要功能是根据输入的摇摆试验程序参数生成控制指令。1553B 总线通讯卡与伺服控制器通过总线耦合器与 1553B 总线相连接。PLC 与数字量 I/O 卡连接, 由 PLC 发送启动和停止信号。

上位计算机远程控制下位计算机生成控制指令, 当数字量 I/O 卡接收到 PLC 发送的测控启动信号后, 摇摆测控软件程序控制 1553B 通讯卡向伺服控制器发送控制指令, 由伺服控制器控制伺服机构执行摇摆程序, 同时伺服控制器将伺服机构的模拟量测量数据转化为数字量信号回传给下位计算机, 由上位计算机远程对伺服机构的测量数据进行监测。当摇摆试验程序完成或试验出现紧急情况时, 由 PLC 向数字量 I/O 卡发出停止信

号, 摇摆测控软件控制 1553B 通讯卡向伺服控制器发送零指令, 控制伺服机构保持零位。

### 1.3.4 系统软件

控制软件主要具有以下功能:

- 系统同步自检功能;
- 生成摇摆控制指令数据;
- 控制上位机与下位机的数据通讯;
- 数据处理和存储功能;
- 紧停归零。

采用模块化设计, 根据功能分为自检模块、远程控制模块、1553B 总线控制模块、数据处理模块等, 流程图如图 4 所示。

在程序执行过程中, 下位计算机每 4 ms 向伺服控制器发送 6 条控制指令, 完成 780 s 摇摆试验, 需要发送一百多万条控制指令。使用的 1553B 通讯卡物理缓存区最多缓存 5 000 条指令,

指令数据需要循环发送并按摇摆程序实时更新。摇摆测控软件采用中断控制方法将 1553B 数字总线通讯卡的物理缓存区分为上下两个半区, 在开始发送下半区指令时, 更新已经发送完的上半区指令, 下半区指令发送完成后发送上半区更新的指令, 同时更新下半区的指令, 如此循环完成大量指令实时发送和实时更新。同时下位机每 4 ms 接收由伺服控制器回传的特性参数数据, 存储在计算机内存中, 在程序结束后存盘生成数据文件。

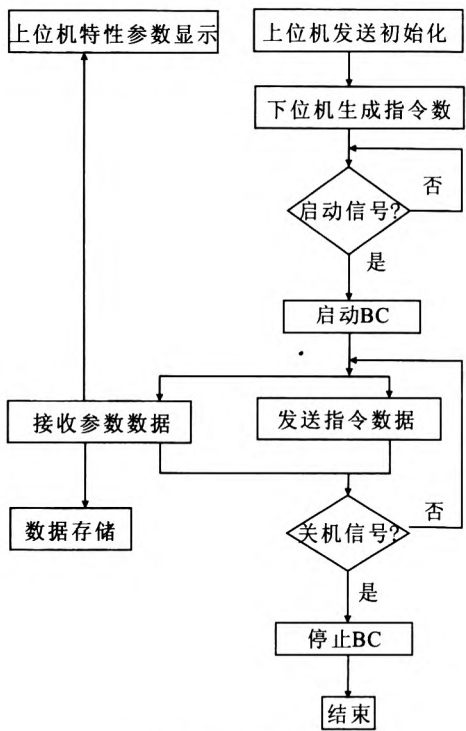


图 4 软件流程图

Fig. 4 Flow chart for software

1.3.5 动力配电

中频电源用于在摇摆试验前为伺服机构提供外能源, 对发动机喷管进行冷摆试验。根据《航天系统地面设施电磁兼容性和接地要求》GJB 1696, 为保证电磁兼容性, 将中频电源和伺服机构自检电源, 用一台 50 kVA 隔离变压器隔离供电, 以达到将伺服电机等主要干扰源与其他测量和控制负荷分开的目的。

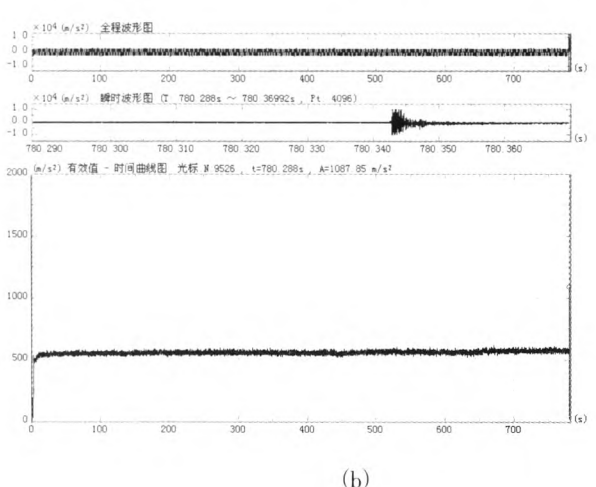
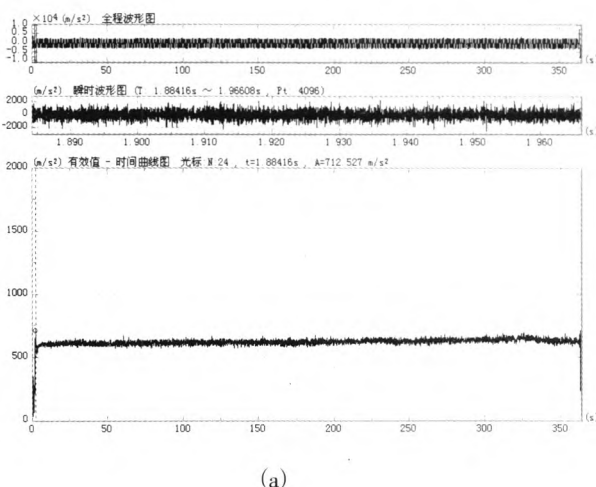
2 地面摇摆试验技术应用

2.1 地面热防护技术应用

在改造过程中, 采用碳钢板作为地面热防护的主体, 其铺设或拆除过程较为方便, 改造周期及经费相对较少。某次地面长程摇摆试验后, 检查试车间室外场坪地面未发现烧蚀或损坏, 达到摇摆试验地面热防护的要求。

2.2 推力测量系统防护技术应用

在发动机的各个位置安装有振动测点, 用于监测试验过程中发动机的振动参数。通过对比不带摇摆承力架与带摇摆承力架的 2 次试验的振动数据, 说明摇摆承力架的实施效果, 各测点综合加速度有效值见图 5。图中横轴为时间 s, 纵轴为加速度幅值  $m/s^2$ 。图 5(a)为不带承力架时轴向振动曲线, 图 5(b)为带承力架时轴向振动曲线, 图 5(c)为不带承力架时径向振动曲线, 图 5(d)为带承力架时径向振动曲线)。由图 5 可知: 带摇摆承力架与不带摇摆承力架两种试验状态, 其振动加速度幅值曲线基本一致; 带摇摆承力架各点加



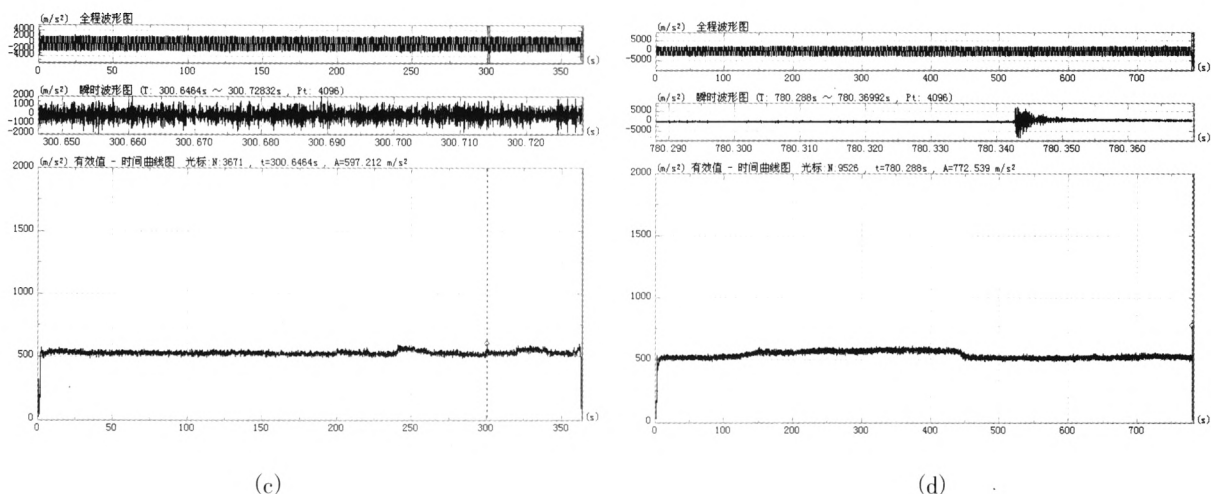


图5 推力室头部振动曲线

Fig. 5 Shock curve for head of thrust chamber

速度小于  $2\,000\text{ m/s}^2$ , 满足试验任务书要求。

## 2.3 测控系统指令实时循环发送、更新及远程控制技术应用

### 2.3.1 摇摆测控系统与伺服控制器联调

伺服机构接上伺服控制器和中频电源, 打开中频电源运行试车摇摆程序, 观察发动机大喷管动作情况, 发动机大喷管按设定程序动作, 记录程序运行结果。调试原理如图6所示。

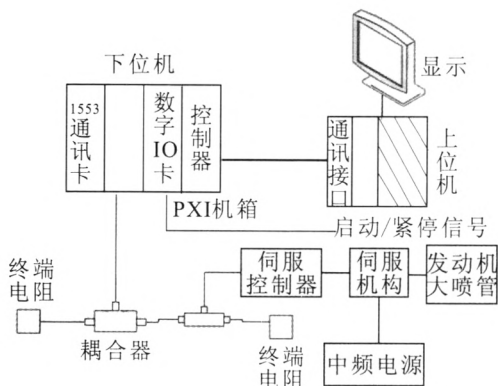
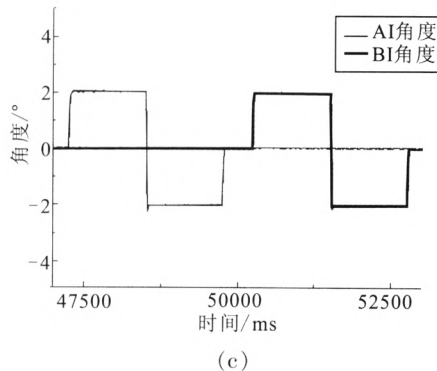
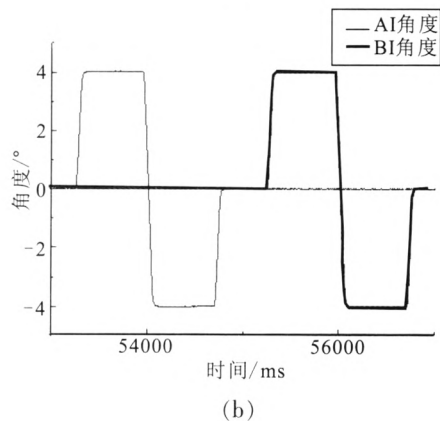
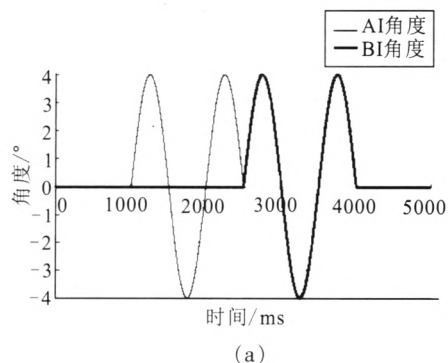


图6 调试原理图

Fig. 6 The principle of debug

进行了位置特性、速度特性、暂态特性、复合摆圆等特性的调试试验, 数据如下图, A/B 伺服机构的摆动角度、摆动周期均与程序要求一致图 7(a)为位置特性, 图 7(b)为速度特性, 图 7(c)为暂态特性, 图 7(d)为复合摆圆。





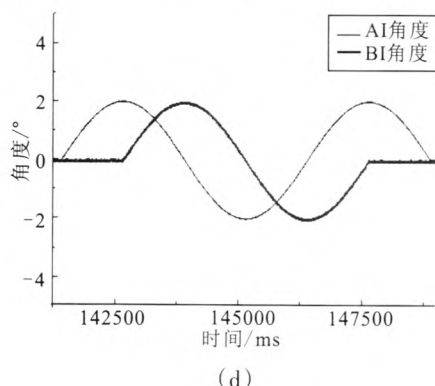


图7 调试数据

Fig. 7 The data of debug

### 2.3.2 试验验证

在某次氢氧发动机点火摇摆试验中,摇摆试验系统工作正常,伺服机构动作回采数据如图8所示。试验中2个伺服机构进行了位置特性 $4^\circ$ 、速度特性 $2^\circ$ 、暂态特性 $4^\circ$ 、频率特性 $0.2^\circ$ 与 $0.4^\circ$ 和复合摆圆 $2^\circ$ ,经过点火试验验证,完全满足该型号发动机摇摆试验要求。

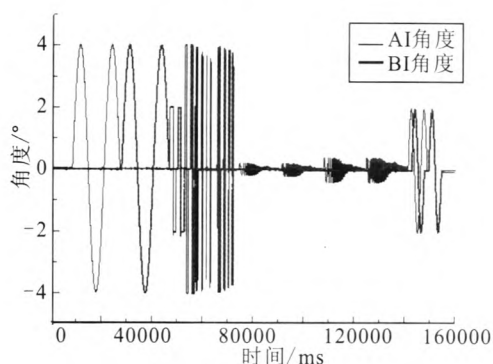


图8 伺服机构动作回采数据

Fig. 8 Data of the servo mechanism action

## 3 结论

1) 通过数值仿真计算获得了摇摆试验地面热防护措施的理论支撑,采用简单易行的方法获得良好的热防护效果,不仅实现了任务需求还降低改造成本,缩短改造周期。

2) 摇摆承力架目前已成功应用在摇摆试验过程中,该设备不仅满足试验要求,并且安装、拆卸方便,可操作性较强。

3) 摇摆测控系统经过多次摇摆试验的考核达到了试验要求。该系统涉及的测控系统指令实时循环发送、更新技术与远程控制技术在国内外尚属首次应用,具有较强的创新性。

### 参考文献:

- [1] 徐延万. 导弹与航天丛书. 液体弹道导弹与运载火箭系列, 控制系统[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [2] 罗志强. 航空电子综合化[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990.
- [3] 顾胜. 基于1553B总线的运载火箭控制系统分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2005, 276(3): 9-12.
- [4] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [5] 李俊. 运载火箭总线控制方法研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2004, 270(3): 13-17.
- [6] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.
- [7] 李茂. 架空钢板对火箭发动机试车中地面热载的影响[J]. 导弹与航天运载技术, 2013, 325(2): 41-45.
- [8] 李茂, 陈世哲, 陈春富. 火箭发动机地面水平试车尾流温度场仿真分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(6): 29-34.
- [9] 张辉. 液体火箭发动机摇摆试车三余度伺服机构测控系统设计[J]. 火箭推进, 2002, 28(1): 33-84.
- [10] 朱丹波, 薛会建. 二级摇摆伺服机构供电系统可靠性分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(6): 78-84.
- [11] 张辉, 郭立. 液氧/煤油发动机摇摆测控系统技术要求及实现[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 49-54.
- [12] 张学臻, 崔海. 基于1553B总线的氢氧发动机摇摆测控系统技术要求及实现[J]. 数字技术与应用, 2012, (7): 54-55.
- [13] 孔静. 一种新型双向摇摆发动机伺服系统的设计与实现[J]. 载人航天, 2007 (2): 31-34.
- [14] 孔凡超. 有限元分析在大推力火箭动力系统试验台承力架结构优化中的应用[J]. 火箭推进, 2011, 37(5): 41-46.

(编辑: 陈红霞)