一种固冲发动机纯净来流气源系统 影

谭正一*

中国空空导弹研究院,河南洛阳 471009

摘 要:为了模拟固冲发动机飞行状态下来流总压、总温,在地面试验中需要高压气源,同时要利用特制加热器对空气进行 加热。来流品质对固冲发动机性能影响的研究有重要意义,一些部件考核试验也需要洁净空气。为满足纯净来流的试验需 求,分析了常用加热方法的特点,提出了气罐内部封闭电加热的方法,实现了空气无污染加热。对系统组成及工作原理、解 决的技术问题、温度仿真计算、试验应用等方面进行了详细介绍,表明气罐内部封闭电加热方式是一种可行的纯净空气加热 方案。

关键词:固冲发动机,加热器,来流,气源系统,纯净

中图分类号:V23

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.05.003

国内对于固冲发动机的研究主要采用地面试验、飞行 试验和数值模拟的方法,其中地面试验是基础^[1,2]。目前常 用的固冲发动机地面试验方法有直联试验、自由射流试验 和半自由射流试验等。为了在地面进行试验研究,必须建 造能够模拟飞行状态下的总温、总压、马赫数和气体中氧气 组分的来流模拟设备^[3]。高温空气是来流模拟的基础,在 地面试验中,一般采用加热器加热气流的方法实现来流总 温模拟^[4-6]。国内外对来流加热方式有直接加热和间接加 热两大类,其中常用的有蓄热式加热、电弧加热、燃烧加热 等。以上方法各有优缺点,可以根据试验工况需求以及经 费投入选择相应的加热方法。随着对固冲发动机研究的不 断深入,人们对来流品质对发动机燃烧性能的影响有了更 多的关注,为得到更为真实的燃烧特性,提出了纯净来流的 试验需求。同时,发动机一些部件的考核试验也需要高温 洁净空气。

为满足纯净来流的试验需求,本文分析、对比了国内外 常用加热方法的优缺点,综合考虑建设成本及实现难度,提 出一种在气罐内部封闭加热的方法,实现了对空气的无污 染加热,并设计了一套应用于固冲发动机试验的纯净气源 系统。

1 加热方式选取

目前,国内外常用的加热方式有蓄热式加热、电弧加 热、燃烧加热等。针对纯净来流的试验需求,分析、对比不 同加热方式对气流成分的影响、实现难易程度等问题,探索 一种较为经济适用的加热方案。

蓄热式加热属间接加热,一般采用预先加热蓄热体,然 后进行热交换的方式。常用电加热方法对气流没有污染, 不改变气流成分,但热惯性大,温度控制相对较难,试验过 程中加热体温度持续下降,需冷热掺混装置实现温度持续 稳定。

电弧加热属直接加热,能达到非常高的温度,且对空气的化学组成无大的影响,但电极物质的微细粒子会混入气流中。气体离子化,存在一次试验要消耗极大电功率的问题,而且投资巨大,建设难度较高^[7-9]。

燃烧加热直接在空气中喷入燃料进行燃烧,一般采用 氢气或者煤油燃烧两种方式,属直接加热法,其加热温度 高,缺点是燃烧产物H₂O、CO₂、NO等污染空气。由于加热 消耗空气中的氧,需要对空气品质进行补偿,为了补偿燃烧 导致的含氧量降低,一般会采取补氧措施¹⁰⁰,对于产生的 其他污染气体则无法消除。补氧系统的使用会带来一定的

收稿日期:2019-02-27, 退修日期: 2019-04-08, 录用日期: 2019-04-15 *通信作者. Tel.: 15137957288 E-mail: tzyseu2005@163.com

引用格式: Tan Zhengyi.A system of pure air supply design for solid rocket ramjet intake[J].Aeronautical Science & Technology, 2019, 30 (05):14-19.谭正一.一种固冲发动机纯净来流气源系统设计[J].航空科学技术,2019,30(05):14-19. 安全隐患,历史上曾经出现过氧气系统爆炸的安全事故。

上述加热方案,各有优缺点,均为对气流进行加热,瞬时加热功率高,系统相对较为复杂。对于纯净来流的试验 需求,电加热方式是最好的办法,从经济性及建设难度看, 对静态的上游空气进行加热,加热功率低,实现方法更为简 单,本系统选取气罐内部封闭电加热的方法。

2 系统设计

纯净来流气源系统主要由高温高压储气罐、电加热器 及控制系统组成。

2.1 高温高压储气罐

2.1.1 罐体结构

本方案为罐内直接加热,气罐设计温度为350℃。储气 罐采用卧式安装,每台储气罐有4组电加热器,电加热器采 用外部法兰连接形式,由储气罐底部左右两侧安装,其布局 如图1所示。



图1 储气罐及加热器安装示意图 Fig.1 Installation diagram of the air tank and heater

2.1.2 热辐射问题

电加热器在罐内工作时存在罐体受到热辐射问题,电 加热器最高温度可达600℃,如果不采取措施,罐体温度极 可能超过350℃的设计指标。同时加热器温度被罐体吸收, 空气加热速度大大降低,加热周期会变长。

为降低罐体温度、缩短加热时间,气罐内部设置隔热屏 结构。隔热屏采用抛光不锈钢板,具有良好的反射效果,同 时隔热屏设计有通气孔,保证其内外气压平衡,避免快速放 气时内外压力失衡导致结构破坏。

2.1.3 罐体散热问题

罐体较大,散热量也相应较大,为减少热损失,气瓶需 采取保温措施。保温方式有内保温和外保温两种,内保温 施工难度较大,且内保温方案有保温材料与罐体材料热膨 胀系数不同的问题,长期使用过程中会出现绝热层破坏,污 染空气,甚至有绝热失效的可能,外保温方案施工相对简 单,成熟可靠,因此本方案采用了外隔热保温方式。 2.1.4 罐体热膨胀问题

罐体升温会产生热膨胀,膨胀产生的位移直接影响罐 体支撑架及下游管路。为避免位移导致下游管路受损,气 罐出气端支架与支撑座采用固定连接方式,限制本端位移, 另一端为非固定连接,可相对滑动,支座设计限位螺栓,支 架限位孔为条形孔,预留移动空间。同时,鉴于罐体质量超 过40t,需尽量降低接触面摩擦系数,减小摩擦力,基础支座 与罐体支架接触面采用平滑金属面。

2.2 电加热器

每组电加热器主要由一对法兰、三组电加热体及电加 热体保护管等构成。电加热体为额定功率8kW的U形电 加热管,为延长电加热管的使用寿命,在每根电加热管内部 预埋温度传感器用于监测电加热管表面温度负荷,从而控 制电加热管的持续工作时间。

电加热体采用管状结构形式,由合金电热丝、绝缘材料 和金属导管等材料构成。单根电加热体为U形电热丝,末 端引线;外部采用316不锈钢管作为外保护管,内部用MgO 绝缘材料压实填充,冷态绝缘电阻不小于50MΩ,热态绝缘 电阻不小于1MΩ,端面用专用密封件密封。

2.3 控制系统

电加热控制系统主要由电加热控制台、电加热控制柜、 传感器组成,包含了温度传感器、压力传感器、PLC控制器 和工控机等组件,控制系统构成如图2所示。

2.3.1 电加热控制台

电加热控制台主要由一台工控机及PLC控制器组成, 负责整个电加热过程监控,实时进行数据采集、处理、分析 和显示。同时,可实现远程加热控制,当出现储气罐超压或 超温时,能及时报警并自动切断电加热器。

电加热控制台与控制柜采用以太网连接,通过TCP/IP 协议进行数据通信。控制柜将各传感器测量信号和电加热 回路工作状态信号远传至电加热控制台,控制台做完数据 分析后,发出控制指令控制电加热控制柜工作。

2.3.2 电加热控制柜

电加热控制柜主要用于气罐内电加热器的加热控制, 具有手动/自动、远程/本地多种控制方式,以及设备运行的 连锁保护,并通过以太网通信与远程电加热控制台进行数 据交互,达到实时监控电加热器工作过程的目的。

控制柜也实时监测储气罐内气体的压强、温度、电加热器表面温度,以及电加热器工作电压、电流,通过固态继电



图2 电加热控制系统构成图



器实现对电加热回路通断状态的连续控制。

电加热控制柜的动力电源采用三相380V交流电,主回路 设置空气断路器,作为总电源的通断操作,起到系统故障过流 安全保护作用。通过固态继电器控制电加热器通断,实现电 加热器分组分时加热,其控制系统原理框图如图3所示。



图3 电加热控制柜原理图

Fig.3 Schematic diagram of the electric heating control cabinet

温度调节采用 PLC 控制器内置脉宽调制输出单元,控制固态继电器的通断频率,从而改变电加热器的功率,实现加热温度控制。

电加热控制柜手动控制一般为调试用状态,自动控制 分远程/本地两种控制模式。当系统处于本地控制状态时, 电加热器通断由温控仪、控制器及多路数字式巡检仪共同 判断,若加热达到目标温度,系统将自动停止加热;当系统 处于远程控制状态时,加热目标温度加热状态由远程电加 热控制台决定。

当系统监测到储气罐内气体温度、压强达到报警值,系 统自动关闭加热器并发出声光报警;系统对主回路电压和 每组电加热管工作电流进行实时监测,当电加热管表面温 度达到设定温度时,自动切断该组加热器,实现加热管过热 保护功能,并在上位机界面上实现指示。

3 温度计算仿真

在加热体工作时,由于隔热屏的设置,罐体不会受到直 接热辐射,为评估隔热屏方案的有效性,掌握各部位温升情 况,确保罐体温度不产生超温,进行了仿真计算。

3.1 计算假设

按照在高压储气罐中对空气加热的实际过程,采用辐射及传导模型对储气罐中空气加热过程进行了传热模拟计算,基于如下假设:(1)将罐体考虑为均匀圆柱体,加热体布置在罐体中心,由于对称因素,计算模型仅考虑罐体的一半;(2)加热体与罐体内部隔热屏之间仅仅通过热辐射交换热量,有效辐射率0.6,暂时忽略空气引起的热传导损失;(3)隔热屏内外侧空气不发生剧烈的流动,存在一定的温度梯度。

3.2 计算模型

3.2.1 计算有限元模型

带有隔热屏的罐体计算有限元模型如图4所示,其中 黑色壳体为外保温层,绿色壳体为金属罐体,黄色为隔热 屏,中间红色柱体为加热体。



图4 计算有限元模型 Fig.4 Finite element model of calculating

3.2.2 计算材料参数

计算材料参数有:(1)外保温材料厚度100mm,导热系数0.088 W/(m·℃);(2) 罐体材料厚度100mm,材料选为钢材,导热系数参考值45.01 W/(m·℃)。

3.2.3 计算边界

计算边界:(1) 罐体外表面与空气采用对流换热,传热 系数20W/(m·℃);(2) 隔热屏与罐体之间为封闭平板之间 辐射换热模型;(3) 根据保温层厚度及导热系数,换算罐体 与保温层之间传热系数25W/(m·℃);(4) 加热体功率 96kW。

3.3 计算结果

采用该计算模型,加热lh后隔热屏温度约351.8℃,分 布如图5所示,加热体温度515℃,而罐体温度65℃,如图6 所示。



图5 加热1h后隔热屏温度





heating(average value)

加热1.5h后隔热屏温度约354.8℃,分布如图7所示;加 热体温度517℃,而罐体温度83℃,如图8所示;各个部分温 度随时间变化曲线如图9所示。

3.4 结果分析

图9显示,随加热器工作,加热体和隔热屏温度快速升高,1h后加热体温度趋于平衡,温度达到517℃,1.5h后隔热 屏温度达到360℃后逐步趋于稳定,整个仿真过程罐体温度



Fig.7 Temperature of the heat shield after 1.5 hour's heating







图9 加热系统各部分温度随时间变化曲线 Fig.9 Change curve over time of all parts of the heating system

升温缓慢。

由于隔热屏的存在,加热体向外辐射热量被有效拦截 在罐体内部,罐体温度主要通过空气热传递升温,其温度不 会高于空气温度,隔热屏能有效防止气罐超温情况出现。

4 调试及试验应用

4.1 调试情况

系统调试分别对系统加热能力、控制系统稳定性、安全 措施可靠性进行了验证。 在进行的极限工况加温测试中,罐内空气按最高设计 值加压,而后进行加温测试。本次加温时间较长,经过加热 器连续工作,实际加热时间约为19h到达目标温度350℃, 系统运行稳定,温度曲线如图10所示。

加热完毕后进行放空处理,随后进行再次充气,重新加 温,约3h罐内空气恢复到350℃。由于气罐基础温度较高, 加热器热量基本被空气吸收,因此加温速度变快。在进行 连续试验时,系统试验效率高。



Fig.10 Temperature rise curve in heating

4.2 试验应用

由于高温空气从气罐到试验台需经过管路及流量调节 设备,沿程因管路吸热及热损失,温度会有一定程度下降, 下游管路需有保温措施。试验前,针对各典型工况需分别 进行调试,以确定上游温度。

利用本系统加热空气分别进行了固冲发动机半自由射流试验、连管试验、固体发动机气动加热等试验。以固冲发动机半自由射流试验为例,介绍系统在实际应用中温度变化情况,如图11所示。

图中显示了气罐内空气和限流喷管入口温度变化情况,试验时长约12s。试验前空气温度270℃,试验后温度 下降约2℃,试验段上游温度基本稳定;限流喷管入口总温 在3s内快速升高到189℃左右,试验段温度在目标工况上 下5℃范围内,满足试验要求。

各种应用结果表明,本气源系统提供的高温纯净空气 可有效应用于固冲发动机各项地面试验,同时也可以拓展 至固体火箭发动机热环境试验。



Fig.11 Temperature curve in semi-free jet test

5 结论

本系统采用罐内封闭电加热方式实现空气加热,具有 控温准确、无污染、防爆、瞬时功率小等优点,是一种可行的 纯净空气加热方案。

系统解决了加热过程中加热体对罐体的热辐射、罐体 对外散热及热膨胀问题,提高了系统安全性。

气罐内电加热方式控制参数单一,系统简单可靠,造价 低廉,经济性好。

系统因受限于内保温技术瓶颈,未实现内隔热,大量热 量被罐体吸收,试验时前期加热周期较长,如解决该问题, 系统加热效率将得到改善,空气温度也将得到有效提高。

AST

参考文献

- [1] 王秀萍,美国固体火箭发动机的发展及其在机载战术导弹上的应用[J].航空兵器,2016(3):14-17.
 Wang Xiuping. Development of U.S. solid rocket motor and its application in air-launched tactical missiles[J]. Aero Weaponry, 2016(3):14-17. (in Chinese)
- [2] 于守志.飞航导弹动力装置试验技术[M].北京:宇航出版社,1990.
 Yu Shouzhi. Aerodynamic missile journal power unit test technique[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1990. (in Chinese)
- [3] 刘仔,陈林泉,吴秋.固体火箭超燃冲压发动机燃烧特性分析
 [J].弹箭与制导学报,2017,37(4):84-87.
 Liu Zai, Chen Linquan, Wu Qiu. Analysis of combustion

characteristics of solid rocket scramjet[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(4):84-87. (in Chinese)

- [4] 单睿子,曹军伟,莫展,等.基于试验设计的固体火箭冲压发 动机燃烧效率规律研究[J].航空学报,2015,36(9):2859-2868.
 Shan Ruizi, Cao Junwei, Mo Zhan, et al. Research of solid ducted rocket combustion efficiency based on design of experiment methodology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015,36(9): 2859-2868. (in Chinese)
- [5] 谭正一,安丰增.固冲发动机转级试验点火控制系统设计[J]. 航空兵器,2016(4):58-62.

Tan Zhengyi, An Fengzeng. An ignition control system designed for solid propellant ducted rocket transition tests[J]. Aero Weaponry, 2016(4):58-62. (in Chinese)

- [6] 张全,兰飞强,单睿子,等.固体火箭冲压发动机进气道出口 堵盖研究[J].航空兵器,2008(1):31-33.
 Zhang Quan, Lan Feiqiang, Shan Ruizi, et al. Research on air intake port cover in solid rocket scamjet[J]. Aero Weaponry, 2008(1):31-33. (in Chinese)
- [7] Sleeley J M. Potential for Mach 8 to 12 air-breathing engine

testing in an arc-heated facility[R]. AIAA 2006-4441,2006.

- [8] Howard R P, Dietz K L, McGregor W K. Non-intrusive nitric oxide density measurements in the NASA Langley arc-heated scramjet test facility[R].AEDC TR-90-29, 1991.
- [9] 隆永胜,袁竭,赵顺洪,等. 电弧加热设备开展超燃冲压发动 机试验概述[J]. 飞航导弹,2016(2):72-79.
 Long Yongsheng, Yuan Jie, Zhao Shunhong, et al. An overview of ARC heating equioment test for scramjet[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016(2): 72-79. (in Chinese)
- [10] 赵翔,夏智勋,马立坤,等.固体火箭超燃冲压发动机地面直 连试验[J].航空兵器,2018(4):57-61.
 Zhao Xiang, Xia Zhixun, Ma Likun, et al. Direct connected ground test of solid-fuel rocket scramjet[J]. Aero Weaponry, 2018(4):57-61. (in Chinese) (责任编辑 陈东晓)

作者简介

谭正一(1986-) 男,学士,工程师。主要研究方向:推进 系统试验技术研究。 Tel: 15137957288 E-mail: tzyseu2005@163.com

A System of Pure Air Supply Design for Solid Rocket Ramjet Intake

Tan Zhengyi*

China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China

Abstract: In order to simulate the incoming flow's total pressure and temperature for solid rocket ramjet in flight status, we need high pressure air source in the ground test, and the air should be heated by special heater. It's very important for the study of the quality of incoming flow's bad effects to the combustion performance of ramjet, some components' tests of the rocket need pure air. Through analysis the characteristic of different heating methods, and put forward a new way of heating by electricity in the air tank, to satisfy the need of pure incoming flow in the test. This article introduces the design process and applications of this system in detail, from the composition and operating principle, solutions of the technical matters, simulation calculating of the temperature, experimental applications. It shows the method of heating by electricity in the air tank is workable.

Key Words: solid rocket ramjet; heater; incoming flow; air supply system; pure