

# 高温风洞气氧/煤油燃烧加热装置设计与试验<sup>\*</sup>

姜一通<sup>1</sup>, 田宁<sup>1</sup>, 肖虹<sup>2</sup>, 张利嵩<sup>1</sup>, 邹样辉<sup>1</sup>, 李小平<sup>2</sup>, 韩梦阳<sup>1</sup>

(1. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076;

2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 高温风洞是开展飞行器热防护技术研究的重要试验设备。为满足在高温风洞前端长时间生成大尺度、高焓、高速气流的试验需求, 提出了一种基于气氧/煤油燃烧的高温流场生成装置。装置采用火炬式点火器点火启动, 通过使用气液同轴离心喷嘴以及分区隔板的喷注器进行燃烧组织, 并由可替换的型面射流喷管实现大尺度均匀流场的生成。30kg/s量级加热装置千秒热试车调试结果表明, 该装置能够实现快速点火并长时间维持大尺度稳定流场的生成, 在飞行器热防护地面试验技术领域将有良好的应用前景。

**关键词:** 高温风洞; 气氧煤油; 燃烧加热; 流场; 试验

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 06-1210-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190458

## Design and Test of Oxygen/Kerosene Combustion Heating Device in High-Temperature Wind Tunnel

JIANG Yi-tong<sup>1</sup>, TIAN Ning<sup>1</sup>, XIAO Hong<sup>2</sup>, ZHANG Li-song<sup>1</sup>, ZOU Yang-hui<sup>1</sup>, LI Xiao-ping<sup>2</sup>, HAN Meng-yang<sup>1</sup>

(1. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The high-temperature wind tunnel is an important test equipment for the research of aircraft thermal protection technology. In order to meet the test requirements for generating large-scale, high-temperature and high-speed airflow at the front of high-temperature wind tunnel, a high-temperature airflow generating device based on gas-oxygen/kerosene combustion was proposed. The device was ignited by a torch igniter, and the combustion organization was performed by using a combustion partition plate and several gas-liquid coaxial centrifugal injectors, and a large-scale uniform airflow field was generated by a replaceable profile jet nozzle. The hot test of the device with the mass flow rate of 30kg/s lasted for one thousand seconds. The test results show that the device can realize rapid ignition and maintain the generation of large-scale stable airflow field for a long time. This device has a good application prospect in the field of aircraft thermal protection ground test technology.

**Key words:** High-temperature wind tunnel; Oxygen/kerosene; Combustion heating; Flow field; Test

### 1 引言

高温风洞试验作为对航天飞行器热防护材料设计方案进行验证的有效方式, 近年来有了长足的技

术进步。高温风洞一般由加热装置、试验舱段和扩压排气段三部分组成<sup>[1]</sup>。其中, 加热装置用于生成试验所需的高温高速均匀流场, 试验舱段用于放置测试模型, 而扩压排气段则用于将高温气体减速增压

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-07-03; 修订日期: 2019-09-05。

通讯作者: 姜一通, 硕士, 工程师, 研究领域为地面试验技术。E-mail: eton20110702@foxmail.com

引用格式: 姜一通, 田宁, 肖虹, 等. 高温风洞气氧/煤油燃烧加热装置设计与试验[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1210-1216. (JIANG Yi-tong, TIAN Ning, XIAO Hong, et al. Design and Test of Oxygen/Kerosene Combustion Heating Device in High-Temperature Wind Tunnel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(6): 1210-1216.)

最终排至大气。

高温风洞加热装置作为此类风洞的核心子系统,通常有燃烧加热、电弧加热以及蓄热加热等加热方式<sup>[2]</sup>。电弧及蓄热式加热装置的功率提升和运行时间延长都较为困难,很难完成百兆瓦、千秒量级的大型试验。然而相比而言,燃烧加热方式因其工作时长、获得加热功率高以及易于调节状态等特点而受到了国内外研究人员的普遍重视和广泛应用<sup>[3]</sup>。

美国NASA兰利研究中心的8英尺高温风洞支撑了美国多个飞行器项目的热防护系统基础研究,包括防热材料筛选、缝隙和结构热考核、震动交互加热等多个方面<sup>[4]</sup>。该装置采用空气与甲烷在燃烧室中燃烧产生高温高压燃气源,其燃烧室压力为2.75MPa~20MPa,总温高达2000K,通过燃烧室参数调节以及喷管的替换能够实现马赫数3~7高速燃气流的生成,稳定试验时间长达120s。

美国空军阿诺德中心依据液体火箭发动机原理,设计了采用异丁烷作为燃料的风洞空气加热器,用于完成超声速推进系统的相关地面试验<sup>[5]</sup>。其加热装置总压可调范围为0.34MPa~19MPa,最高总温可达2611K,最大空气流量达408kg/s。在该加热装置变参数时,为保证出口流量均匀,必须保证燃烧过程的快速响应和绝对稳定,这对推进剂流量控制、喷注方式以及燃烧组织提出了很高的要求。

日本国家空间实验室的RJTF风洞是一座模拟高度20km~35km,马赫数4~8的高温风洞<sup>[6]</sup>。该风洞采用的是蓄热加热和燃烧加热相结合的组合加热方式,包括储能空气加热器、燃气混合加热器以及喷管等部分。通过单一方式加热和组合方式加热之间的切换,该加热装置能够实现总压在0.86MPa~10MPa、总温在872K~2600K的状态调整,试验时间可达60s。

中国空气动力研究与发展中心采用氢/氧<sup>[7]</sup>以及氧/空气/异丁烷燃烧<sup>[8]</sup>等方式开展了高温风洞燃烧加热装置的设计实践。氢/氧燃烧加热用于高温脉冲风洞,采用活塞挤压供应燃料与路德维希管相结合的运行模式,喷管出口直径600mm、2400mm,最长试验时间超过600ms,广泛应用于飞行器气动/推进一体化性能试验;氧/空气/异丁烷燃烧加热装置采用“气液燃烧”的模式,总压可达6MPa,流量最大50kg/s,总温接近2000K,喷管直径1m,主要应用于飞行器推进或气动试验。

北京航天长征飞行器研究所自1961年起开始从事风洞燃烧加热装置的研究设计工作,主要应用于飞行器热防护材料考核<sup>[9-10]</sup>。其加热装置多采用气

氧/煤油燃烧,燃烧室压力1.2MPa~6MPa,喷管出口直径65mm~740mm,稳定试验时间长达百秒。

北京航天长征飞行器研究所于2018年建成的200MW燃气流风洞试验系统,是截至本文投稿日之前国内已建成的总功率(260MW)最高、喷管出口直径(1.5m)最大的连续型高温风洞,运行时间可达千秒量级。其加热装置采用了气氧/煤油燃烧加热,在研制过程中解决了如下关键技术:用于两相介质适应宽混合比范围的喷注单元设计、加热装置的长时间可靠运行与多次重复使用、有效点火、高总温热防护等。

本文设计了一种气氧煤油燃烧加热装置,用于生成200MW高温风洞运行所需的高焓均匀流场。该装置通过火炬点火器进行点火启动,由同轴离心喷注单元完成燃烧组织,最终经射流喷管实现流场生成。装置研制过程中开展了多项计算分析、运行试验以及流场校测等工作,结果表明,该型加热装置较其它燃烧加热装置具有高总温、大流量、长时间的优势,是高温风洞地面试验加热方式的一次有益探索。

## 2 燃烧加热装置设计

### 2.1 总体方案

该高温风洞加热装置总体设计是在借鉴现有气氧/煤油燃气流设备研制经验的基础上<sup>[9]</sup>,充分参考了国内高压补燃液氧/煤油火箭发动机推力室的设计方法<sup>[11]</sup>。装置采用内直外旋同轴离心气氧/煤油喷注单元组织燃烧形成高总温高总压燃气,而后经型面射流喷管整流得到所需的均匀风洞流场;喷注器面板采用煤油再生冷却,燃烧室身部和射流型面喷管均采用内外壁钎焊的夹层水冷结构;装置启动时由安装在喷注器中心的火炬点火器完成点火。装置总体设计方案如图1所示。

装置拟采用改变喷管出口直径、调节气氧/煤油混合比以及燃烧室室压来实现流场热流的状态调节:通过六个不同口径喷管(340, 500, 740, 1000, 1200, 1500mm)的替换,在燃烧室压力3MPa~6MPa、余氧系数0.5~0.9内实现端头驻点热流密度为6MW/m<sup>2</sup>~24MW/m<sup>2</sup>的出口流场生成。在此基础上,选定5MPa工况为该型加热装置额定工况进行设计,其关键参数见表1。以表1所示工况进行设计,能够兼顾其余高低工况,热试成功后仅需要通过合理调节燃料流量和余氧系数即可实现燃烧室室压及室温的变化。

为使燃烧室兼容不同出口直径的喷管,喷管前

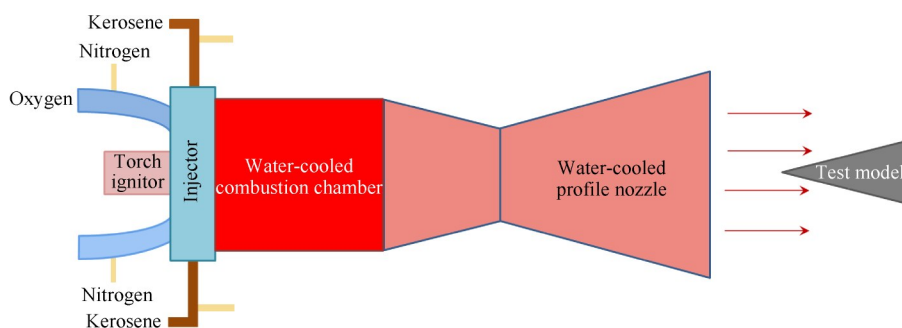


Fig. 1 General structure of the heating device

Table 1 Main design parameters of heating device under rated condition

| Mixture ratio | Total pressure/MPa | Total temperature/K | Total flux/(kg/s) | Kerosene flux/(kg/s) | Oxygen flux/(kg/s) |
|---------------|--------------------|---------------------|-------------------|----------------------|--------------------|
| 2.72          | 5.00               | 3657                | 30.10             | 8.09                 | 22.01              |

段(收缩段、喉部和扩张段一部分)与燃烧室、喷管前段与喷管后段(扩张段)、喷管后段与试验舱段均采用法兰连接。同时参照液体火箭发动机不下台试车经验,为确保开关机安全,保证台架可以重复使用,并辅助燃油起动雾化<sup>[11-12]</sup>,台架设计了燃料及氧气路吹除。

## 2.2 点火设计

点火设计的可靠性是决定加热装置能否正常启动的关键,参照设计经验<sup>[13]</sup>,选用火炬式点火器。设计时为保证点火器自身的可靠启动,在点火器头部安装火花塞组;为确保点火器燃烧室压力恒定且下游压力波不会影响上游,点火器室压设计较高且在出口设置壅塞喉部;点火器燃烧室为避免烧损,设计水冷夹层;喷嘴采用具有优越雾化效果及喷注盘面防热优势的内直外旋气液同轴直流离心式喷嘴<sup>[14]</sup>;壅塞喉部出口通过设置具有锥形型面的导管引至加热装置的喷注盘面中心。该点火器流量 200g/s,燃气温度约 1300K,点火器结构示意图见图 2。

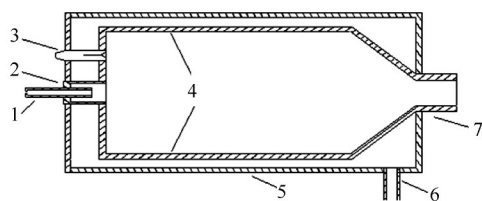


Fig. 2 Schematic diagram of igniter

## 2.3 燃烧组织设计

加热装置燃烧组织涉及的关键组件包括喷注器、燃烧室以及燃烧分区隔板。

喷注器由外底、中底、内底、若干喷注单元、整流

栅等组成。其中,中底同内底组成燃料腔,外底、中底及整流栅构成氧腔,若干喷注单元则将氧腔的氧气及燃料腔的煤油进行组织在燃烧室混合。这里喷注单元采用的是气液同轴内直外旋离心式喷嘴<sup>[14]</sup>,其内喷嘴为直流氧气喷嘴,外喷嘴为旋流雾化煤油喷嘴,采用阿勃拉莫维奇理论进行参数设计<sup>[15]</sup>,对喷嘴进行三维旋流雾化仿真得到扩张半角约 35°,与设计及试验值基本一致,如图 3 所示。设计喷注单元排布时需考虑燃烧室壁面热防护需求、喷注均匀性等,本装置共采用了 3 种混合比、共计 100 个的喷注单元。图 4 给出了氧气充填均匀性的计算结果。

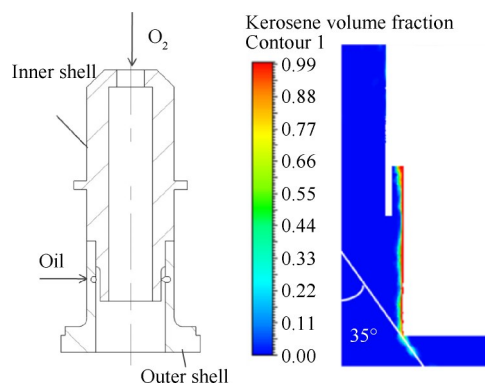


Fig. 3 Structure and simulation result of injection unit

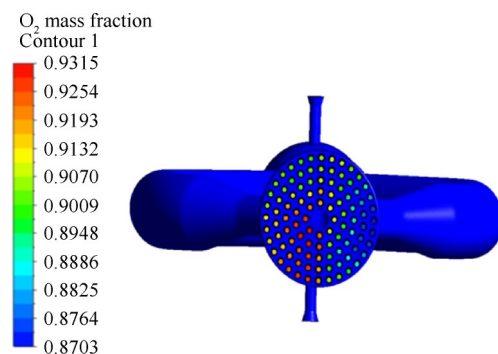


Fig. 4 Filling characteristics of oxygen road

燃烧室是氧气和煤油雾化、混合、燃烧的主要场所,设计为直筒段,采用夹层水冷结构进行冷却。本装置中喉部直径参照理论计算结果获得<sup>[10]</sup>,取116mm;燃烧室收缩比、特征长度以及燃气停留时间依照经验依次选择为3,1.37m和1.5ms。

考虑到本方案燃烧室喷注盘直径大、流强高以及燃气停留时间短等特点,为避免可能产生的燃烧不稳定现象,设计时采取了一定的预防措施——设置燃烧分区隔板,见图5。参照高压补燃液氧煤油发动机采用一周六径喷嘴隔板<sup>[16]</sup>的研制经验,这里选用一周六径的实心铜板进行喷注器分区;隔板高度根据初始燃烧区的长度选择为30mm,初始燃烧区仿真情况如图6所示;经过对前端加隔板与不加隔板喷管出口流场的计算可知,隔板添加前后出口流场差异不大,如图7所示。

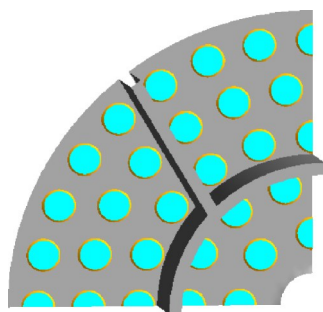


Fig. 5 Injection disk with combustion partition plate (a quarter)

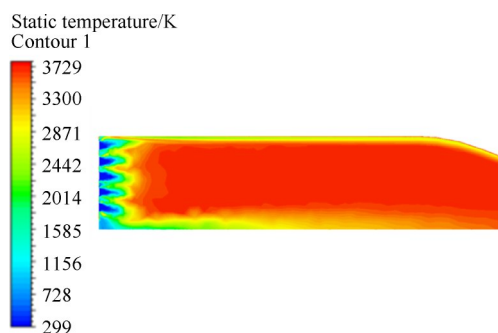


Fig. 6 Temperature distribution in the combustion chamber of heating device

## 2.4 射流喷管设计

射流喷管是将高温高压的燃气转化为均匀超声速热流场的关键部件。设计时,为实现不同口径喷管更换以调整试验状态的功能,以最大口径喷管(1500mm)长度和外形面为基准,在其它口径喷管出口位置增加锥形延伸段并在喷管外壁安装定位环,见图8。为确保喷管出口菱形区马赫数分布均匀,内型面采用收缩段、初始段以及终止段分段的方法设

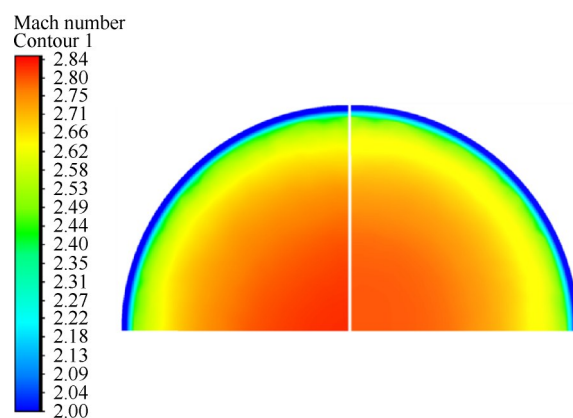


Fig. 7 Effects of partition plate on the nozzle exit Mach number distribution (Left: with partition plate; Right: without partition plate)

计<sup>[17]</sup>,使出口中心80%截面积上气流马赫数变化不超过5%,见图9。为使不同口径喷管喉道段可替换,最大扩张角取统一值,为确保喷管冷却的可靠性,采用了分段式槽道水冷结构,并在收缩段及初始段添加了隔热镀层。

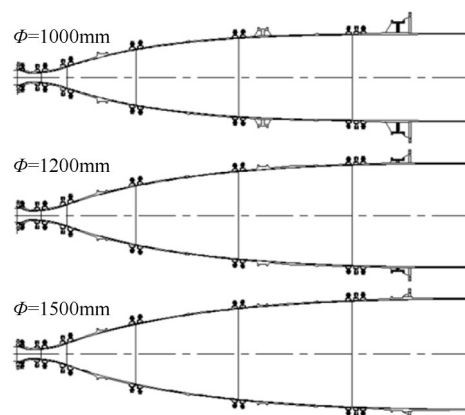


Fig. 8 Profile nozzle with different diameter which is used on the same platform

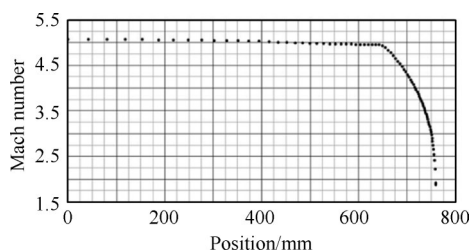


Fig. 9 Mach number distribution in tangential section at the nozzle exit

## 3 试验系统及试验方法

按照上述设计建成加热装置如图10所示。装置在200MW超声速高温风洞上进行调试,风洞试验系

统还包括能源供应系统、试验舱扩压器系统、喷淋冷凝抽吸排气系统以及测控系统等组成,见图 11。

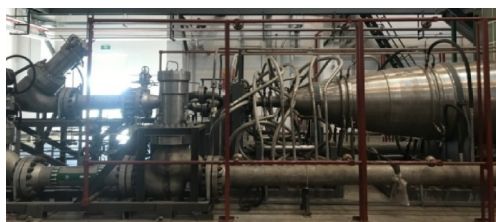


Fig. 10 Test bench of heating device

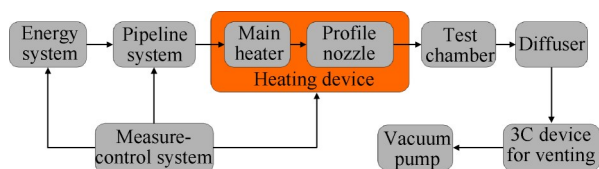


Fig. 11 High temperature supersonic wind tunnel system

试验过程中,加热装置部分采用时序基本原则如图 12 所示。其中加热装置及点火器开关机均进行吹除,并采用“富氧开机、富燃关机”的原则;运行过程中对燃烧室压力进行实时监测并故障判断,判断时采用表决机制避免误判;冷却水全程供应,确保台

架安全。

喷管出口主要采用两种方式对高温燃气流场进行测试:(1)采用高清相机及红外热像仪进行监控和温度测量;(2)设计平板测试模型对热流及压力情况进行标定。

#### 4 试验结果及分析

在点火器单独点火、单喷嘴热试以及加热装置短程点火等验证试验完成的基础上,进行该燃烧加热装置的长程试车。试车获得的关键技术参数见表 2 和图 13 所示,流场拍摄情况见图 14,对流场热流测试结果与计算结果对比见图 15。由图、表可知,该加热装置各关键参数同目标值接近,启动及关机过程平稳,特征速度效率达 99%,表明其工作性能优异,燃烧组织与流场生成特性达到了设计要求。

值得关注的是,图 13 中所示 360s 左右喷前及燃烧室压力突变是由氧路供应压力调节造成,该调节是考虑到试验中氧路温度变化对氧流量的影响而进行的;图 14 中展示的喷管出口流场气流流向整齐、分布均匀、无明显可见激波;图 15 所示平板试验件在不同放置角度下热流计算结果与测试结果符合性较

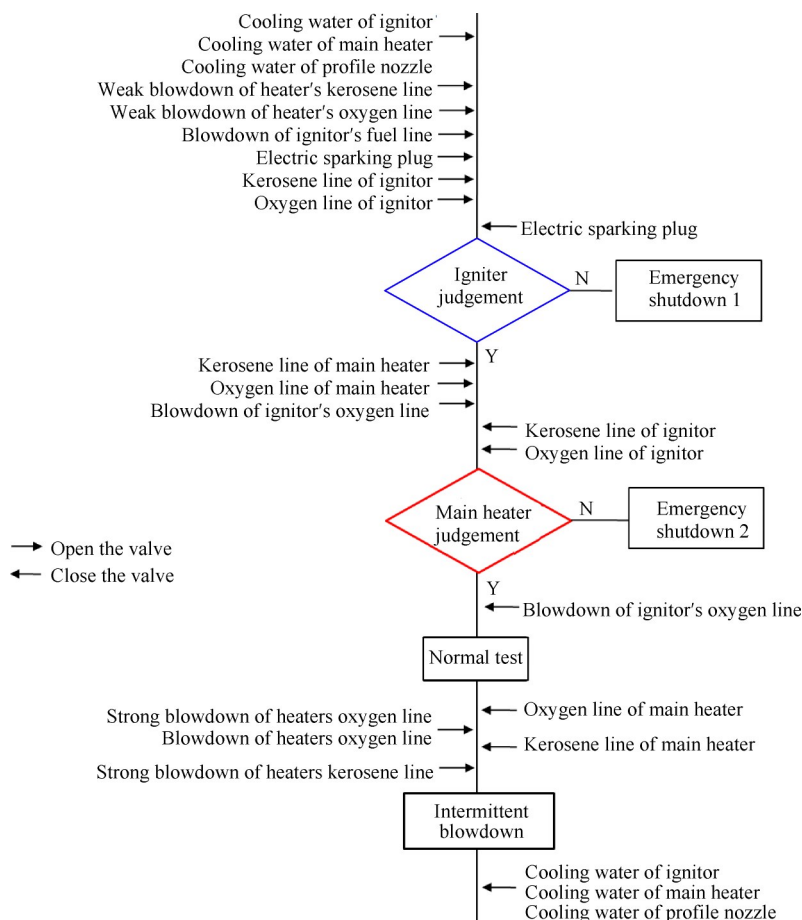


Fig. 12 Test timing principle of the heating device

好,其中小角度段出现局部结果偏离明显是由于该角度下使用的热流计算方法未考虑辐射换热所导致的。

截至本文发稿日前,该加热装置已顺利开展相关热试车试验 17 次,完成装载模型热流模拟试验 8 次,累计试验时间达 3000s。

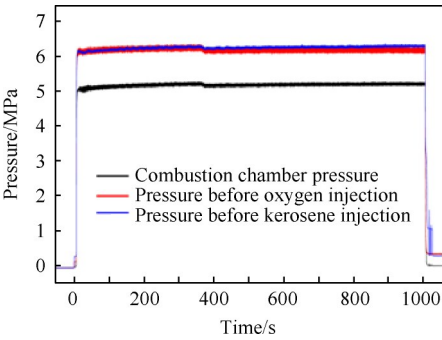


Fig. 13 Curve of the key test parameters

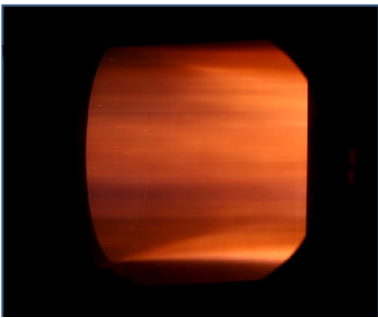


Fig. 14 Picture of the generated flow field

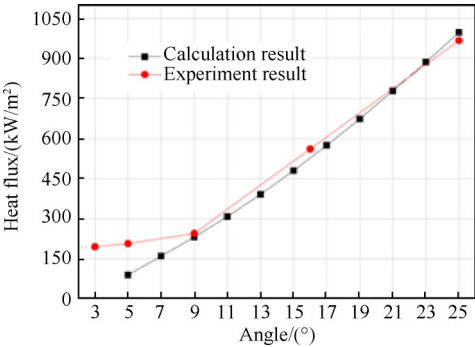


Fig. 15 Heat flux test results of flat piece

Table 2 Main test parameters of heating device under rated condition

| Parameters               | Target | Test |      |       |
|--------------------------|--------|------|------|-------|
|                          |        | 100s | 500s | 1000s |
| Oxygen flux/(kg/s)       | 22.0   | 21.8 | 21.7 | 21.7  |
| Kerosene flux/(kg/s)     | 8.09   | 7.94 | 8.00 | 8.08  |
| Chamber pressure/MPa     | 5.00   | 5.23 | 5.28 | 5.31  |
| Mixture ratio            | 0.80   | 0.81 | 0.80 | 0.79  |
| Theoretical temperture/K | 3657   | 3659 | 3657 | 3654  |

## 5 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1) 在燃烧室压力 5MPa、余氧系数 0.8、总温 3650K、安装 1500mm 喷管状态下,本文风洞加热装置单次试验连续稳定运行 1000s,这标志着大尺度、长时间、高焓高热流风洞流场生成能力的形成。

(2) 采用火炬式点火设计、分段可替换式射流喷管设计以及气液同轴内直外旋离心式燃烧组织单元设计等技术来设计气氧/煤油高总温加热装置,为高温风洞的热流场生成提供了一种有效技术途径。

(3) 液体火箭发动机推力室设计中常采用燃烧分区隔板可借鉴应用于高温风洞燃烧加热装置设计上,能够有效抑制不稳定燃烧的同时,不会对出口流场品质造成影响。

(4) 采用燃料及氧化剂路氮气吹除、射流喷管分段可替换、富氧开机/富燃关机以及高压水强制冷却等措施能够实现高总温、大功率地面加热装置的连续重复使用;通过改变喷管出口直径、调节气氧/煤油混合比以及燃烧室室压能够实现出口流场驻点热流状态的宽范围调节。

致 谢:刘连元院士,张嘉祥、陈延辉、陆兴煜、陈建华等研究员多次指挥系统设计及现场试验工作,罗军、齐斌、李荣、刘召军、常克宇、房喜荣、熊剑、杨晓东、张志红等高工也为其投入大量精力,在此表示衷心感谢。

## 参考文献

- [1] 姜一通, 张利嵩, 邹样辉, 等. 高温风洞收集口喷水降温数值仿真研究[J]. 宇航学报, 2018, 39(6): 702–708.
- [2] 刘崇智. 高温风洞燃烧加热系统动态响应特性建模及应用研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 2016.
- [3] 杨 阳, 刘伟雄, 乐嘉陵, 等. 直连式脉冲燃烧高温风洞的设计[J]. 西南交通大学学报, 2008, 43(3): 387–391.
- [4] Hodge J S, Harvin S F. Test Capabilities and Recent Experiences in the NASA Langley 8 Foot HTST[R]. AIAA 2000–2646.
- [5] Garrard D, Seely J, Abel L. An Analysis of Alternatives to Provide a Varying Mach Number Test Capability at AP-TU[R]. AIAA 2006–8044.
- [6] Yatsuyanagi N, Chinzei N, Mitani T, et al. Ramjet Engine Test Facility (RJTF) in NAL-KRC, Japan [R]. AIAA 98–1511.
- [7] 贺元元, 贺 伟, 张小庆, 等. 燃烧加热脉冲风洞气

- 动/推进一体化试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1741-1746. (HE Yuan-yuan, HE Wei, ZHANG Xiao-qing, et al. Aero-Propulsion Intergration Test in Combustion Heated Impulse Facility[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1741-1746.)
- [8] 杨 样, 晏至辉, 蒲旭阳, 等. 新型液氧/空气/异丁烷燃烧加热器研制及流场校测[J]. 推进技术, 2017, 38(12): 2830-2835. (YANG Yang, YAN Zhi-hui, PU Xu-yang, et al. A New Liquid-Oxygen/Air/Isobutane Combustion Heater Development and Flow Field Calibration[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(12): 2830-2835.)
- [9] 田 宁, 齐 斌, 邹样辉, 等. 高温燃气流超声速风洞扩压器热防护设计[J]. 宇航学报, 2016, 37(9): 1129-1134.
- [10] 齐 斌, 娄文忠, 田 宁, 等. 防热试验用高温超声速燃气流场热环境分析[J]. 宇航材料工艺, 2014, 44(5): 30-35.
- [11] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [12] 靳雨树, 徐 旭, 朱韶华, 等. 15:1 气氧/煤油变推力火箭发动机设计与试验[J]. 推进技术, 2018, 39(11): 2438-2445. (JIN Yu-shu, XU Xu, ZHU Shao-hua, et al. Design and Test of 15:1  $\text{GO}_2$ /Kerosene Variable-Thrust Rocket Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2438-2445.)
- [13] 邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气/煤油火炬点火器设计与试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1554-1560.
- [14] 刘阳阳, 何国强, 魏祥庚, 等. 内直外旋气液同轴式喷嘴流量及雾化特性[J]. 推进技术, 2016, 37(7): 1280-1286. (LIU Yang-yang, HE Guo-qiang, WEI Xiang-geng, et al. Flow Rate and Spray Characteristics of Gas Centered Swirl Gas-Liquid Coaxial Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(7): 1280-1286.)
- [15] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [16] 李龙飞, 陈建华, 刘站国, 等. 大推力液氧煤油补燃发动机高频燃烧不稳定的控制方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2011, 313(3): 16-19.
- [17] 齐 斌, 田 宁, 李小平, 等. 一种用于燃气流风洞的高温喷管[P]. 中国专利: CN105181290A, 2015-12-23.

(编辑: 朱立影)