

文章编号: 1000-8055(2012)05-0961-08

低速高温燃气流热模拟试验方法和设备

董素君^{1,3}, 齐 玢¹, 李志杰¹, 樊未军², 张荣春², 王 浚^{1,3}

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

3. 北京航空航天大学 人机工效与环境控制重点学科实验室, 北京 100191)

摘 要: 对比分析了两种气流状态参数和两种加热情况下典型前缘部件表面热流密度的相似性, 论证了利用亚声速高温燃气流加热方式进行近地空间高超声速飞行工况气动热模拟试验的可行性。针对高超声速飞行器典型钝头锥结构提出“小喷口低速高温燃气流+石英灯”组合热试验方案。通过采用新型高效双腔蒸发管型燃气发生器、新型带保温夹层和耐高温陶瓷内衬的水冷不锈钢高温管道结构, 同时引入电加热器预热及燃烧室两路供油方案, 使所建低速高温燃气流热试验设备产生燃气流温度达到 2 100 K, $\phi 250$ mm 喷口处平均径向温度分布梯度约 3 K/mm, 具有线性温度控制功能且稳态控制温差约 46 K, 满足 24 km、马赫数为 6 典型高超声速飞行器工况驻点区域高温/大热流密度气动热试验要求。

关 键 词: 高超声速; 气动热; 高温燃气; 热试验; 数值仿真**中图分类号:** V216.5**文献标志码:** A

Approach and facility for aerodynamic thermal test by lower speed and high-temperature gas flow

DONG Su-jun^{1,3}, QI Bin¹, LI Zhi-jie¹, FAN Wei-jun²,
ZHANG Rong-chun², WANG Jun^{1,3}(1. School of Aeronautics Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Fundamental Science on Ergonomics and Environment Control Laboratory,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Comparability of flow parameters and surface heat flux density on a typical leading structure by these two heating approach was analyzed, it was demonstrated to be feasible of utilizing lower-speed and high-temperature gas flow as heating method for hypersonic aerodynamic thermal test. A new combined heating scheme composed of a lower-speed and high-temperature gas flow and quartz lights was proposed for hypersonic aerodynamic test of blunt cone's. The newly-built aerodynamic thermal tester was designed with an efficient double-chamber vaporizing combustor, a new water-cooled pipe structure with thermal insulation sandwich of ceramic material bearable high temperature, electric pre-heaters and twin-fuel-supply scheme for the combustor. It can generate a hot gas of 2 100 K. The average gradient of radial temperature distribution of $\phi 250$ mm nozzle is about 3 K/mm. And the

收稿日期: 2012-04-01; **网络出版地址:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.961_001.html**基金项目:** 国家自然科学基金(11102010)**作者简介:** 董素君(1972—), 女, 河南郑州人, 副教授, 博士, 主要从事地面热模拟试验技术研究。

tester has auto-linear-control ability of temperature and the temperature difference is 46 K. In a word, it can meet the urgent requirement for thermal test of high temperature and high heat flux of hypersonic vehicle flying by 24 km height and mach number 6 speed.

Key words: hypersonic; aerodynamic heat; high-temperature-gas flow; thermal test; numerical simulation

面对长时间高温/大热流气动热环境带来的“热障”问题,近地空间高超声速飞行器研制及一系列新技术突破均离不开地面热试验设备,并提出更高温度、更大热流密度、更大尺寸、更长时间及沿弹道瞬态等更高水平综合热试验指标^[1-3],以及狭窄进气道内壁及透光性红外窗口等新型特殊结构气动热试验需求^[4-5]。

而传统石英灯和石墨热模拟设备受其本身加热材料限制在模拟温度和使用寿命方面,电弧热模拟设备受其工作原理和功率限制在试件尺寸及连续工作时间方面不能满足近地空间高超声速飞行器结构的试验要求^[6-8]。因此,发展和研究新型更高温度、更大热流密度、更大尺寸、更长时间及沿弹道曲线瞬态气动热环境模拟试验设备成为亟待解决的技术瓶颈。目前,美国国家航空航天局 8-Foot 高温风洞^[9-10]和 T-Range 燃气流热模拟试验设备^[4],以及意大利航空航天研究中心 70 MW 电弧风洞设备 Scirocco^[11]可以承担部分近地空间高超声速飞行器气动热模拟试验。

本文首先通过工程经验公式及数值计算方法,对比分析了两者气流状态参数和两种加热情况下典型前缘部件表面热流密度的相似性,论证了利用亚声速高温燃气流加热方式进行近地空间高超声速飞行器气动热模拟试验的可行性;然后,针对高超声速飞行器典型钝头锥结构提出了“小喷嘴低速高温燃气流+石英灯”组合热试验方案,并详细介绍了所建低速高温燃气流热模拟试验设备系统流程、关键设计技术及验收试验结果。研究及试验结果表明所建低速高温燃气流热试验设备能够满足 24 km、马赫数为 6 典型高超声速飞行器工况驻点区域高温/大热流密度气动热试验要求,且方案经济、研制周期短。

1 低速高温燃气流气动热模拟可行性

为最大限度减小气动阻力,由头部小半径圆柱和后部平板区两部分组成的尖楔前缘结构广泛应用于近地空间高超声速飞行器头锥、机翼及进气道前缘等部位。下面主要以某典型尖楔前缘结构为例,分析利用低速高温燃气流实现 24 km、马

赫数为 6 典型高超声速工况气动热模拟的可行性。

1.1 高超声速边界层外缘气流状态参数及气动热

因高超声速飞行器前缘会产生正激波和斜激波,飞行器外表面的气动热将与激波后及边界层外缘气流状态参数有直接关系。

马赫数小于 6 的高超声速气流可以按照量热完全气体进行处理,进而根据兰金-许贡纽(Rankine-Hugoniot)关系式^[12]获得正激波前后气流密度、压力、温度及马赫数计算关系式为

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1)Ma_1^2}{(\gamma-1)Ma_1^2+2} \quad (1)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \gamma Ma_1^2 \left(1 - \frac{\rho_2}{\rho_1}\right) \quad (2)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right) \cdot \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1}Ma_1^2 - 1\right) \cdot \left(\frac{2}{\gamma-1} \cdot \frac{1}{Ma_1^2} + 1\right) \quad (3)$$

$$Ma_2^2 = \frac{Ma_1^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1}Ma_1^2 - 1} \quad (4)$$

式中 ρ 为密度, γ 为比热比, Ma 为马赫数, p 为压力, T 为温度, 下标 1 和 2 分别代表激波前和激波后。

斜激波前后气流密度、压强、温度计算关系式分别为

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma+1)Ma_1^2 \sin^2 \beta}{(\gamma-1)Ma_1^2 \sin^2 \beta + 2} \quad (5)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1}(Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (6)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2/\rho_2}{p_1/\rho_1} \quad (7)$$

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \left[\frac{Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1}{Ma_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (8)$$

式中 β 为激波角, θ 为折射角。

利用上述公式,获得高度 24 km、马赫数为 6 典型高超声速飞行工况,某尖楔前缘结构正、斜激波前后气流状态参数如表 1 所示。

进一步采用美国高超声速流专用 CFD(computational fluid dynamics)-FASTRAN 软件,沿对称面取某典型尖楔前缘结构半模划分网格如图

1 所示,选择可压缩流、非轴对称结构、理想空气、B-L(Baldwin-Lomax)湍流模型、Roe 高阶通量格式及经典 MinMod 限制器,获得 24 km、马赫数为 6 的典型高超声速飞行工况气流温度场如图 2 所示,300 K 和 1000 K 两种等温壁面热流密度分布曲线如图 3 所示。

表 1 典型高超声速飞行工况激波前后气流状态参数

Table 1 Air fluid Parameters before and after shock wave

	马赫数	静温/ K	压力/ 10 ⁵ Pa	密度/ (kg/m ³)	激波角/ (°)
激波前	6	220.56	0.03	0.047	
正激波后	0.404	1752	1.24	0.247	
斜激波后	4.78	325	0.097	0.105	16.64

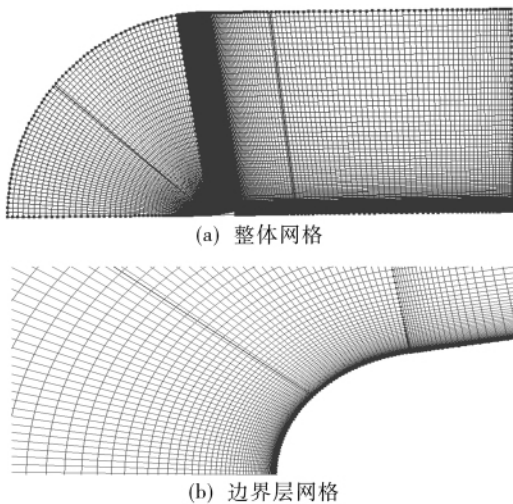


图 1 典型尖楔前缘结构半模计算网格

Fig. 1 Grid for half of tip wedge

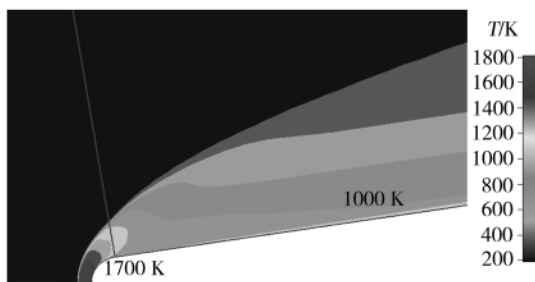


图 2 典型尖楔前缘结构高超声速气流温度场

Fig. 2 Temperature distribution of hypersonic flow around the tip wedge

从图 2、图 3 中可以看出:典型尖楔前缘结构

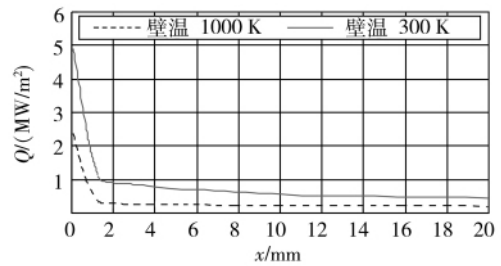


图 3 典型尖楔前缘结构等温壁面高超声速气动热分布

Fig. 3 Heat flux distribution with isothermal wall condition under hypersonic flow

在 24 km、马赫数为 6 典型高超声速飞行工况,正激波后马赫数为 0.4,1752 K 的低速高温气流,斜激波后马赫数为 4.78,325 K 的高速低温气流,驻点区域冷热壁气动热流密度分别为 5 MW/m² 和 3 MW/m²,而后沿头部弧面到斜面迅速降低到 0.5 MW/m² 左右较小热流密度。

1.2 低速高温燃气流加热特性

低速高温燃气流加热情况下,典型尖楔前缘结构头部圆柱区可采用绕圆柱层流表面传热系数拟合公式^[13]

$$\frac{h_{\phi}d}{\kappa} = K \left[1.14 + Re_d^{1/2} Pr^{0.4} \left(1 - \left| \frac{\phi}{90} \right| \right) \right] \quad (-80^\circ < \phi < 80^\circ) \quad (9)$$

式中 h_{ϕ} 为当地表面传热系数, d 为圆柱直径, κ 为导热系数, Re 为雷诺数,下标 d 表示以圆柱直径为特征尺寸, Pr 为普朗特数, K_3 为湍流度修正因子, ϕ 为与气流方向夹角。

典型尖楔前缘结构后段斜面表面传热系数可采用横掠平板努塞尔数拟合计算公式

$$Nu_x = 0.0296 Re_x^{0.8} Pr^{1/3} \quad (10)$$

式中定性温度可按 Eckert 参考温度进行计算,即

$$T^* = 0.5(T_w + T_c) +$$

$$0.11(Pr^*)^{1/2}(\gamma_c - 1)Ma_c^2 T_c \quad (11)$$

式中下标 c 和 w 分别代表边界层外缘气流和壁面。

具体计算时可首先将定性温度 T^* 设为来流与壁面温度的平均值,然后通过迭代获得。航空煤油高温燃气等熵指数 $\kappa_{\text{gas}} = 1.33$, 气体常数 R 为 287.4 J/(kg · K)。按 24 km、马赫数为 6 典型高超声速飞行工况正激波后气流状态设定低速高温燃气流参数,即温度为 1752 K、马赫数为 0.4 及 1 个大气压(101 325 Pa),利用式(9)、式(10)获得 300 K 等温壁面条件下典型尖楔前缘结构表面热流密度分布曲线如图 4 所示。

其中,驻点区域热流密度为 $3 \sim 4.5 \text{ MW/m}^2$,而后沿头部弧面到斜面迅速降低到 1 MW/m^2 左右,与对应典型高超声速飞行工况下气动热分布具有一定相似性,并能基本满足驻点区域热流密度模拟.所以利用低速高温燃气流实现高超声速气动热模拟具有一定可行性.

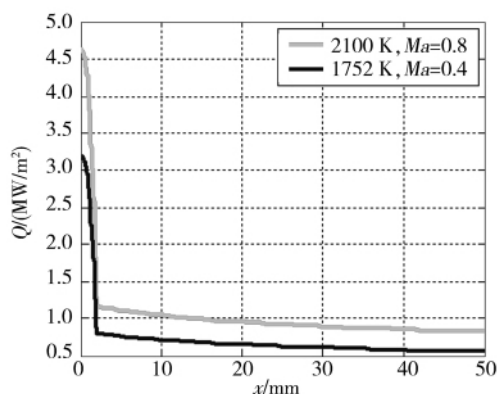


图 4 典型前缘部件沿气流方向热流密度分布

Fig. 4 Distribution of heat flux

2 低速高温燃气流+石英灯组合热模拟方案

航空煤油(C, H 元素组成)与空气按不同油气比燃烧产生燃气流温度如图 5 所示,图中 C 为油气比从中可以看出:采用航空煤油燃烧方式可以产生 2300 K 左右高温燃气流.

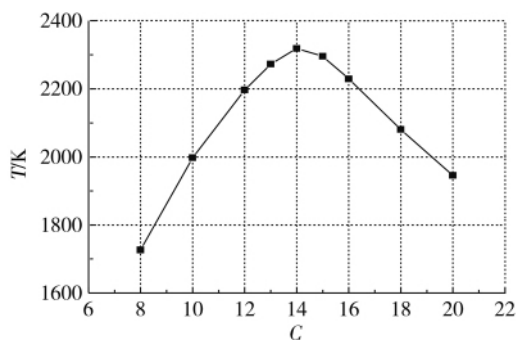


图 5 不同油气比时,航空煤油燃烧气流温度

Fig. 5 Temperature of gas under different ratios of fuel and gas

利用 CFD 计算流体力学软件 FLUENT,选用 RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型及辐射换热选项,获得某后端直径 $\phi 580 \text{ mm}$ 的钝型头锥采用喷口直径 120 mm 、喷口距试件距离 600 mm ,1 个大气压(101325 Pa)、 200 m/s 及 2000

K 的低速高温燃气流进行加热时温度分布如图 6 所示,试件表面辐射平衡温度分布与 33.4 km 、马赫数为 6.5 的高超声速工况的对比曲线如图 7 所示^[14].

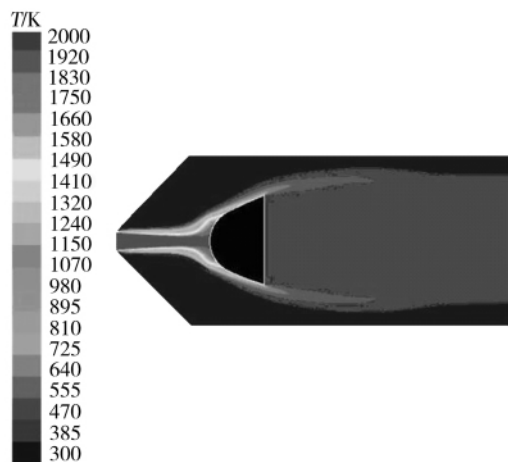


图 6 钝头锥低速高温燃气流温度场

Fig. 6 Temperature distribution of subsonic high temperature gas flow around obtuse cap

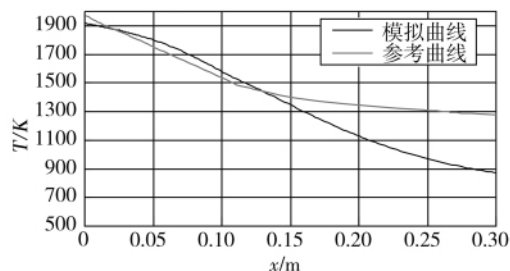


图 7 两种加热方式下钝头锥表面辐射平衡温度对比曲线

Fig. 7 Curves of the radiation balance temperature under two heating methods

从图 6 中可以看出:利用 2000 K 左右低速高温燃气流加热方式,可以满足钝头锥马赫数为 6 左右高超声速飞行时驻点区域热流及辐射平衡温度模拟,且试件表面加热强度沿气流方向分布非常光滑,但对应燃气流喷口面积以外部分试件表面模拟温度偏低,而这部分要求的模拟温度处于石英灯热模拟范围($<1500 \text{ K}$).

为此,针对高超声速飞行器钝头锥结构,提出采用“低速高温燃气流+石英灯”组合热模拟方案(如图 8 所示),即利用高温燃气流实现驻点区域大热流气动热模拟,并通过合理选择喷口面积有效控制燃气流作用区域,在后端 1300 K 以下低温

模拟区域进一步增加石英灯辐射加热方式对其进行有效补充和控制。

燃气流加热驻点区域后会继续流过试件后端,对后面石英灯加热产生一定影响,如何实现两者最佳组合有待进一步研究。但是,石英灯加热功率可以根据试件表面热流密度和温度测量值进行调节控制,保证满足气动热边界要求。

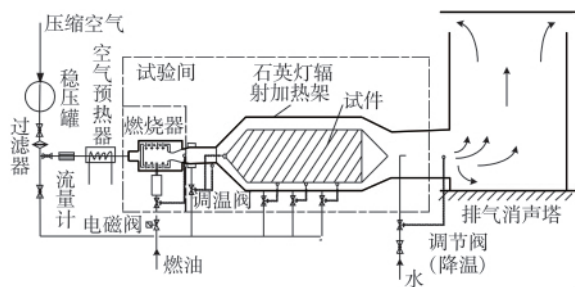


图8 组合热模拟试验系统流程图

Fig. 8 Sketch map of the combined heating system

该组合热模拟方案中的低速高温燃气流发生系统可以采用航空煤油常压燃烧的开放式流程方式,主要包括供气、供油、燃气发生器、热端管道、试件支持结构、冷却排气、安全防护及测控系统。具体工作原理为:一定流量和温度的空气,首先经过电加热器组提高到一定温度,然后经过一定整流后进入燃气发生器,在此与供油系统提供的燃油进行高效燃烧产生 2100 K 高温燃气流,作用到试件后以对流/辐射加热方式模拟气动热,而后经过一定冷却和降噪后排放到大气。

该组合热模拟方案通过高、低温能源的合理分配使用,可以大大减少高温热模拟需求,且航空煤油燃烧设备具有流量大、连续工作时间长及可连续调节特性,因此“低速高温燃气流+石英灯”组合热模拟方案经济、研制周期短,可以满足近地空间高超声速飞行器更大尺寸、更长时间及沿弹道曲线瞬态气动热模拟试验的迫切需求。

3 低速高温燃气流热模拟试验设备

本课题组联合中国飞机强度研究所设计并建造完成某低速高温燃气流热模拟试验系统如图9和图10所示。其燃气流量调节范围大(0.7~3.0 kg/s),温度高且调节范围宽(1200~2100 K),具有线性调温功能,且连续运行时间长(1800 s),同时配置了一维耐高温试件支持位移机构和 $\phi 100$ mm、 $\phi 250$ mm 及 350 mm×50 mm 三种喷口,可满足 Ma 为 3~6 典型高超声速气动热试验要求。

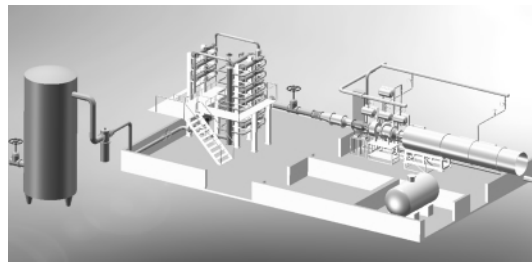
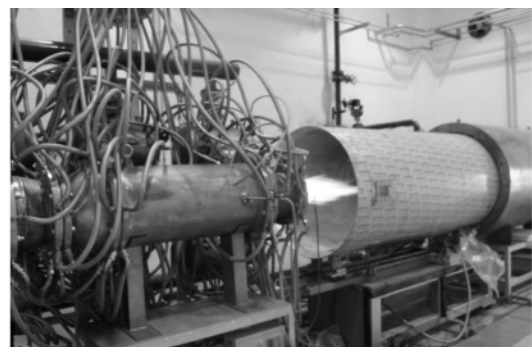
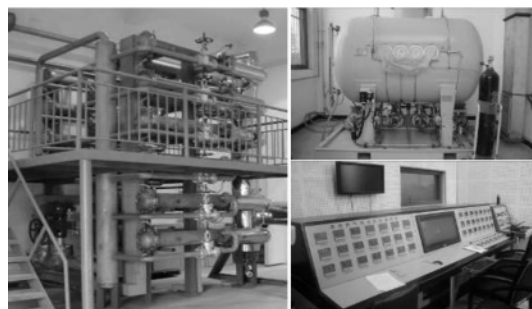


图9 试验系统三维设计安装示意图

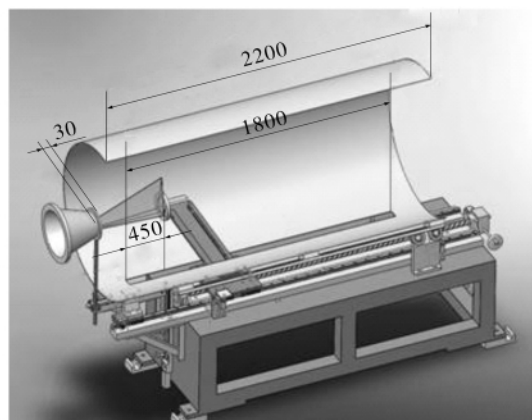
Fig. 9 Three-dimensions map of the whole test system and facilities



(a) 燃气发生器



(b) 电加热系统、供油子系统及控制台



(c) 水冷耐高温一维试件支持位移机构

图10 试验系统中主要设备

Fig. 10 Main facilities of the test system

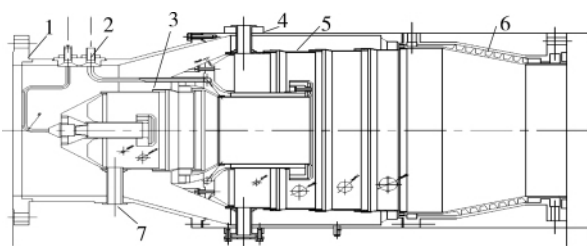
4 2100 K 高温燃气流关键技术

2100 K 已接近航空煤油常压燃烧的理论温度,要在试件区实现 2100 K 高温并保证良好的均匀性具有很大技术难度.所建低速高温燃气流热模拟试验系统主要采用了新型高效双腔蒸发管型燃气发生器、新型带保温夹层和耐高温陶瓷内衬的水冷不锈钢高温管道结构,同时引入电加热器预热及燃烧室两路供油新方案.

4.1 高效双腔蒸发管型燃气发生器

燃烧室热力计算结果表明,航空煤油高效燃烧的最佳余气比约 1.39,这样用于掺混和冷却火焰筒的空气最多只能占总空气量的 28%,给燃气发生器的冷却带来很大困难.

如图 11 所示,燃气发生器采用蒸发管结构,并在环形蒸发腔火焰筒前增加了一个中心蒸发腔火焰筒,形成双级并联燃烧形式.环形蒸发管内筒的前段设计为自由端,避免内外筒热胀冷缩不一致问题.



1 进口扩张段; 2 注油器; 3 中心火焰筒; 4 外筒体;
5 环形火焰筒; 6 水冷出口收敛段; 7 点火器

图 11 燃气发生器结构图

Fig. 11 Structure of the high-temperature-gas generator

工作时,蒸发管依靠喷射到其表面的燃油的蒸发吸热得到充分冷却,一方面,解决了冷空气少的问题,同时对燃料起到一定的预热作用,另一方面,从蒸发管出口高速反向喷入的油、空气混合流在火焰筒头部内形成强迫回流区,有利于稳定燃烧.随着燃油量的增加,环形火焰筒蒸发腔内的燃油蒸发所需要的热量也增加,中心火焰正好可为其提供一定热量,同时中心火焰筒的出口燃气对环形火焰筒外围热能起到很大的补充,进而保障燃烧室燃烧热强度高、燃烧稳定以及出口温度场的均匀性.

4.2 新型水冷不锈钢高温管道结构

燃气发生器出口至试验段入口为 2100 K、马

赫数为 0.5 的高温高速气流管道,为保证试验段入口燃气流温度的稳定性和均匀性设计有扩张、稳定及收缩段共 1700 mm 长.初步计算表明,若该段管路采用单纯水冷套结构,其热损失将达到 200 K,进而难以保证试验段入口气流温度,同时水冷管壁处气流温度低,温度分布均匀性差.

一般在水冷不锈钢管道内衬以氮化硅结合碳化硅的耐高温陶瓷材料,可以提高气流壁面处温度,进而降低燃气流温损,保证出口气流温度的均匀性.但这种陶瓷内衬需采用铸模加工方式以得到所要求的型面,高温试验时极易因热胀冷缩问题形成破裂.

为此,在陶瓷内衬与水冷管道间填充一种主要成分是氧化锆的耐 2000 K 高温粉状材料,填充后其硬度类似硬泡沫塑料,进而既能对陶瓷内衬起到一定的固支作用,又能避免陶瓷内衬热胀冷缩时与不锈钢管道间发生硬接触,最大程度保证高温陶瓷内衬的安全,如图 12 所示.

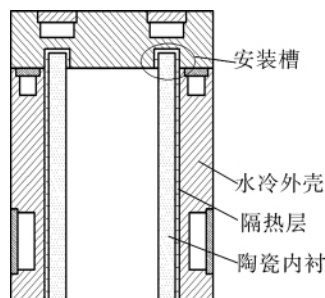


图 12 矩形喷口高温保温管道结构图

Fig. 12 Structure of thermal insulation pipeline in the rectangular nozzle

4.3 高效不锈钢电加热器预热方案

燃气发生器最大燃烧效率决定了燃气发生器进口气流的最大温差,因此,一定燃烧效率下,借助燃气发生器入口气流温度提高可以达到提高燃气流出口温度的目的.同时,燃气发生器入口气流温度的升高可对其蒸发管内燃油起到一定预热作用,进一步改善燃油燃烧性能、提高燃烧效率.具体预热方式可以采用高效不锈钢电加热方式替代常用的一级燃烧方式,以避免了一级燃烧后空气中氧含量降低对主燃烧器燃烧效率影响.

4.4 独立供油方式及试验修正方法

新型高效双腔蒸发型燃气发生器包含主、副两个火焰筒.若采用一路供油方式,则一定质量流量下,两个火焰筒燃油流量分配主要由燃烧室设

计结构决定,进而往往受结构设计和实际加工精度影响,无法保证最佳设计状态,严重影响燃烧室实际性能及出口燃气流温度。

为此,通过详细的理论和数值模拟,确定了两级火焰筒气流分配比例、燃油分配比例以及火焰筒每一排进气孔气流分配比例,采用 2 台变频泵独立供油方案,并利用一定根据试验数据对 2 个火焰筒燃油分配比例值进行修正,全面保障最佳油气比及燃烧室性能和燃气流出口温度。

5 试验验证

所建低速高温燃气流热模拟设备验收试验时装配 $\phi 250\text{ mm}$ 喷口,试验结果显示设备燃烧性能稳定,且燃气流温度、喷口燃气流温度的均匀度及燃气流温度的控制精度均满足设计指标需求。

表 2 给出了该设备在不同空气质量流量时燃气流温度试验结果。从中可以看出:在给定的空气质量流量设计工况范围(1.5~3.0 kg/s),燃气流温度均能达到设计指标 2 100 K,并在燃气发生器的设计质量流量(2.5 kg/s)工况,达到最高温度 2 118 K,超过设计指标。

表 3 给出了该设备在 3.0 kg/s 空气质量流量工况、燃气流温度 1 373 K 时 $\phi 250\text{ mm}$ 喷口平面

表 2 不同流量下燃气流温度测试试验结果
Table 2 Test results of temperature under different flow rates

进气温度/K	进气流量/(kg/s)	试验段入口温度/K	绝对误差/K
808	1.5	2 980	-2
851	2.0	2 110	10
856	2.5	2 118	18
635	3.0	2 096	-4

表 3 燃气流温度均匀性测试试验结果
Table 3 Test results of temperature uniformity

时刻	位置/mm	温度/K	时刻	位置/mm	温度/K
11 : 45 : 24	中心	1 455	11 : 48 : 48	-50	1 315
11 : 46 : 12	-10	1 426	11 : 49 : 00	-60	1 369
11 : 46 : 56	-20	1 400	11 : 49 : 18	-70	1 323
11 : 47 : 18	-30	1 369	11 : 49 : 58	-80	1 295
11 : 48 : 04	-40	1 343	11 : 50 : 12	-90	1 275

中心垂直线上距中心不同距离处燃气流温度试验值平均径向温度梯度约为 3 K/mm,满足设计指标要求。

表 4 和图 13 所示为该设备在 3.0 kg/s 空气质量流量下,按 100 K/min 平均温升速率自动控制并稳定到 2 093 K 的主要试验结果。从中可以看出:该设备可以实现燃气流温度线性控制,稳态控制温差小于 46 K。(注:图中燃气流温度突然下降及消失段对应着传感器利用移机构移出了燃气流的情况,主要是为了避免传感器长时间在高温燃气流中损坏)。

表 4 燃气流温度自动线性控制试验结果
Table 4 Test results of temperature under linear control

时刻/s	进气温度/K	进气流量/(kg/h)	目标温度/K	试验段入口温度/K	绝对误差/K
5 426	493.0	10 819	1 673	1 700	27
5 484	464.0	10 762	1 773	1 819	46
5 542	481.5	10 847	1 873	1 862	-11
5 612	492.0	10 752	1 973	1 987	14
5 668	491.6	10 745	2 023	2 007	-16
5 970	499.8	10 754	2 093	2 090	-3

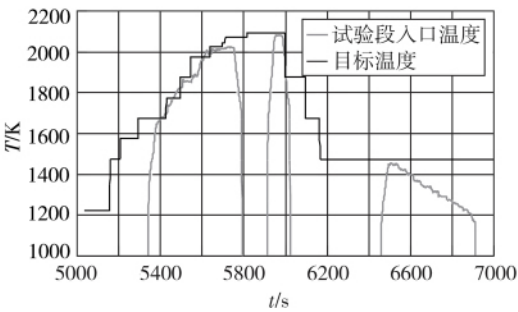


图 13 燃气流温度自动线性控制试验曲线
Fig. 13 Curve of temperature variation under linear control

6 结论及展望

- 1) 本文论证了使用低速高温燃气流加热方式实施高超声速气动热模拟试验的可行性。
- 2) 提出“低速高温燃气流+石英灯”组合热环境模拟试验方案,方案经济、研制周期短,有助于解决近地空间高超声速飞行器更大尺寸、更长时间及沿弹道曲线瞬态气动热模拟试验问题。
- 3) 详细给出了所建低速高温燃气流热模拟

试验系统流程、关键设计技术及主要试验结果,其中燃气流最高温度达 2 118 K,核心区温度均匀性 3 K/mm,并具有自动线性调温功能,稳态控制温差小于 46 K,满足 24 km、马赫数为 6 典型高超声速飞行器工况驻点区域高温/大热流密度气动热试验需求。

参考文献:

- [1] Norman E. Future requirements for hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic facilities[R]. AIAA-92-3903, 1992.
- [2] 解发瑜,李刚,徐忠昌.高超声速飞行器概念及发展动态[J]. 飞航导弹, 2004(5):27-31.
XIE Fayu, LI Gang, XU Zhongchang. The concept and development of hypersonic vehicle[J]. Winged Missiles Journal, 2004(5):27-31. (in Chinese)
- [3] 王乐善,王庆盛. 结构热试验技术的新发展[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(2):7-13.
WANG Leshan, WANG Qingsheng. The recent trends of thermal-test technique of structure[J]. Missile and Space Vehicles, 2000(2):7-13. (in Chinese)
- [4] Nabity J, Hudson P, Loundagin J. Developmental testing of the FASTHAWK combustor[R]. AIAA-1999-431, 1999.
- [5] Russell G, Cayson S, Jones M, et al. Laser window design for the army hypersonic compact kinetic energy missile[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(5):982-989.
- [6] 崔占中,王乐善. 石英灯加热器的热特性研究[J]. 强度与环境, 2004, 31(3):40-44.
CUI Zhanzhong, WANG Leshan. Study on the thermal-properties of quartz lamp heater[J]. Structure & Environment Engineering, 2004, 31(3):40-44. (in Chinese)
- [7] Brodbeck F W, Durant D Q, Taylor R D. Development of a graphite radiant heater[R]. NASA CR-11184, 1970.
- [8] Russo G. The Scirocco wind tunnel project-progress report 1993[R]. AIAA-93-5117, 1993.
- [9] Hodge J S, Harvin S F. Test capabilities and recent experiences in the NASA Langley 8-foot high temperature tunnel[R]. AIAA-2000-2646, 2000.
- [10] Huebner L D, Rock K E, Witte D W, et al. Hyper-X engine testing in the NASA Langley 8-foot high temperature tunnel[R]. AIAA-2000-3605, 2000.
- [11] Schettino A, Borrelli S. Applicability of Scirocco plasma wind tunnel for testing the thermal protection system of FESTIP concept vehicles[R]. AIAA-1998-1509, 1998.
- [12] 张鲁民. 航天飞机空气动力学分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2009:192-212.
- [13] Bejan A. Convection heat transfer[M]. New York: Wiley, 2004:334-374.
- [14] 姚峰,董素君,王浚. 高温燃气热环境模拟方案仿真研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4):768-773.
YAO Feng, DONG Sujun, WANG Jun. Numerical analysis of subsonic high-temperature-gas thermal environment simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4):768-773. (in Chinese)