

文章编号: 1672-9897(2012)03-0066-06

脉冲风洞热喷流实验方法初步研究

陈雪冬, 王发民, 唐贵明

(中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要: 发动机燃气喷流对高超声速飞行器后体气动热环境有显著的影响, 燃气喷流的物理模型对预测飞行器局部热环境有显著影响, 为了利用脉冲风洞研究这类影响规律, 研制了一套瞬态热喷流供气系统, 建立了瞬态热喷流供气系统的工作方法。该系统的核心技术是利用氢氧燃烧驱动路德维希管(Ludwig tube), 提供瞬态热喷流气源。本研究包括以下内容: 不同氢氧比例对燃烧产物热力学状态及产生方式的影响; 不同点火、破膜方式对气源产生及喷流场稳定性的影响。本研究提出的热喷流供气系统可以提供满足缩比模型喷流实验所需喷流状态的热气源; 可以在 50ms 内启动工作, 满足与脉冲风洞同步工作的要求。

关键词: 高超声速; 燃气喷流; 喷流供气系统; 气动热环境

中图分类号: V211.71 文献标识码: A

Investigation of experimental technique for high-temperature jet flow test in impulse wind tunnel

CHEN Xue-dong, WANG Fa-min, TANG Gui-ming

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamic, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China)

Abstract: The high-temperature jet flow from the scramjet nozzle has a great influence on the aerothermal environment of hypersonic vehicles. In order to develop the experimental technique to analyse the small-scale model aerothermal environment in the impulse wind tunnel, a high enthalpy gas supply platform was built. It used the oxyhydrogen burner to drive the Ludwig tube to produce the high-temperature gas jet flow. This paper presents the research on the influence of different hydrogen-oxygen proportions on the generation of high-temperature gas jet flow and the influence of different generation methods on the stability of the high-temperature gas jet flow, including the ignition methods and the diaphragm splitting methods. The platform can generate high-temperature gas which has different thermodynamic states to satisfy the small-scale model experiment similarity criterion, and can be started in 50ms and work together with the impulse wind tunnel.

Key words: hypersonic; high-temperature gas jet; gas supply platform; aerothermal environment

0 引 言

航天飞行器在高空高速飞行时, 由于空气密度急剧下降造成自由流动能快速下降导致飞行器控制舵面效率大大降低。为了满足高空快速的气动操纵需求, 飞行器大多采用发动机羽流以及飞行器侧向喷流控制。冲压发动机羽流和飞行器周围流场的相互干扰, 以及高速导弹侧向喷流与自由流的相互干扰对飞行器气动特性的影响是理论和工程应用面临的一个重要问题^[1-3]。

为了认识喷流干扰流动现象, 了解喷流干扰对气动特性的影响, 国内外进行了广泛的地面模拟实验研究, Pratese 等^[4] 利用 NSW 超高速风洞, 实验研究了喷流控制技术; Gruer^[5] 和 Mudford^[6] 分别研究了冷态喷流干扰流场的压力分布和热流分布。李素循^[7-9] 系统地介绍了喷流导致超声速流场中激波与边界层干扰的复杂流动现象。美国针对 X-43A 进行了大量冲压发动机非对称喷管羽流对飞行器气动力影响的实验研究, 利用总温为常温的喷流在满足落压比、总温比、马赫数和几何相似的条件, 研究冷态喷

收稿日期: 2011-03-28; 修订日期: 2012-02-17

流干扰对飞行器气动操纵特性的影响,研究表明气动操纵特性在冷态喷流作用下相比无喷流时产生剧烈变化,说明冷喷流对飞行器气动操纵特性产生显著影响。

美国航天飞机的大量实践表明:真实飞行中燃气喷流对飞行器局部气动热环境会产生很大影响,而目前有关热喷流气动热实验开展得较少。当前绝大多数实验是在脉冲风洞中进行的冷态喷流实验,不能提供高总温的燃气喷流,也不能真实反映出实际飞行中燃气喷流(热喷流)对飞行器机体和结构部件局部热环境的影响。因此需要研制一种脉冲燃气喷流模拟装置,配合脉冲风洞进行缩比模型的燃气喷流模拟实验。

脉冲燃气喷流系统的研制有以下两大难点:(1)瞬态稳定热喷流气源的产生及热力学参数的测量。(2)为了与脉冲风洞同步运行,必须保证短时间(50ms以内)起动运行。

为了解决以上技术难题,笔者以氢氧燃烧路德维希管为基本设计思路,研究设计了一套可以配合脉冲风洞工作的瞬态热喷流气源供气系统,将此系统与脉冲风洞系统配合,同步工作,可以完成发动机缩比模型热喷流气动热实验。研究了不同配比的混合可燃气体以及不同点火方式对热气源产生的影响,发现组分为 H_2 、 N_2 、 O_2 的可燃混合气体,当 H_2 过量时,采用膜片前点火的方式可以获得稳定状态的热喷流气源。实验中还发展了热喷流气体总温参数的测量方法。

1 热气源供气平台的总体框架

为实施该研究,将中科院力学所原有的叶栅风洞改造为可以提供热喷流气源的可控平台,并在此平台上开展了相关燃烧实验测试及状态标定工作。此平台的主要实验设备包括:气体混合罐、路德维希管(Ludwig-tube)、实验段、真空罐、点火和电子控制器件等(如图1所示)。实验中采用氢氧燃烧驱动,端面点火的方式产生热气源,利用气体燃烧后压力与温度的升高冲破金属膜片喷入实验段。

2 Ludwig-tube 工作原理及实验设备检验

冷态路德维希管工作原理是:在实验前把整个管道充气到所要求的压力,随后打开膜片,在气体通过膜片段向外流动的同时,产生膨胀波向上游传播。当声速喷管处到达声速时,就不再有新的膨胀波继续向

上游传播,于是形成一个有限宽度的膨胀波扇向上游传播。当驻室(管道)内达到流动平衡时,实验段中就形成定常流。当膨胀波扇的波头在管道封闭端反射后再回到膜片端时,实验段中的定常流开始破坏。这段定常流时间即为路德维希管的有效工作时间,它的长短取决于管道的长度。

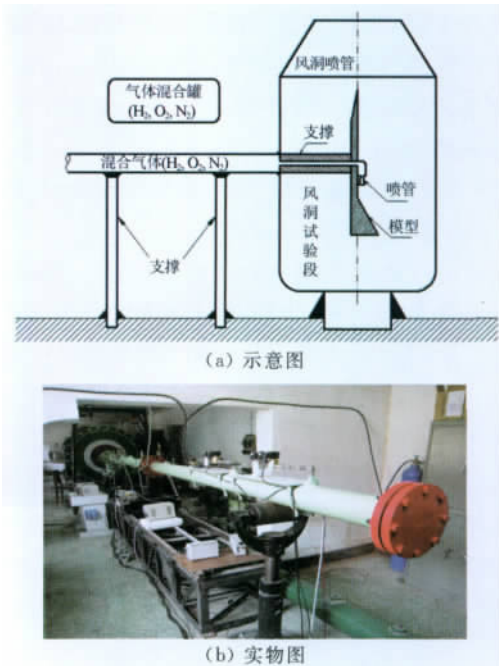
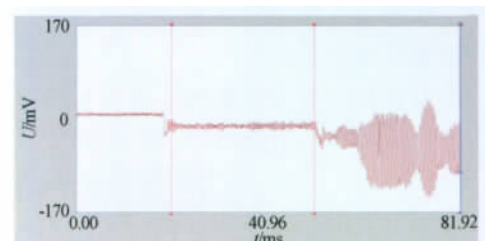


图1 热喷流系统

Fig. 1 Gas supply platform

为了检验所搭建系统的基本工作性能,在正式实验前做了冷态路德维希管的实验检验。冷态实验中测量了驻室内的压力变化及冷态喷流的皮托压力。利用聚酯薄膜材料作为膜片将管道密封,膜片上粘有电爆丝。管道内充入 0.7MPa 的初始压力,利用电爆破膜技术破膜,使气流喷出。图2所示的驻室压力信



(a) 驻室压力信号



(b) 皮托压力信号

图2 冷态路德维希管信号

Fig. 2 Signals of Ludwig tube

号和喷流皮托压力信号表明本系统在冷态运行时确有一段稳定的流动时间,这段时间是冷态喷流的工作时间。

3 路德维希管内燃烧状态的调试

为了取得燃气喷流,该研究改变了传统路德维希管的运行方式:采用燃烧可燃混合气体驱动路德维希管工作产生热气源,利用燃烧后温度和压力的升高冲破膜片喷入实验段。燃烧驱动路德维希管运行有以下几方面特点:

(1) 可以获得高总压、高总焓的瞬态燃气热喷流气源,不需要复杂的冷却系统;

(2) 可以调配不同比例的混合气体,以获得不同热力学状态的热气源,方便满足喷流实验相似准则;

(3) 相比电加热气体的方法,此方法可以缩短实验周期,节约实验成本。燃烧驱动路德维希管的一项关键技术是:混合气体在常温、低压状态下组织稳定的燃烧并力求避免出现爆震,同时还要保证有较高的燃烧速率为后面与脉冲风洞同步工作打下基础。进行燃烧实验时,将管道两端利用耐高压材料同时密封,燃烧过程中压力的升高不会破坏管道两端的密封性。

3.1 可燃气体组分的选择

实验中选择了3种不同燃气组分及配比的混合气体作为研究对象,研究了:(1)富氧燃烧氢气加热氮气:即混合气体中充入一定量的氮气,燃料使用氢气,并且氧气过量;(2)富氧燃烧氢气-甲烷混合气体加热氮气:即混合气体中充入一定量的氮气,燃料使用氢气与甲烷的混合气体,且氧气过量;(3)富氢燃烧加热氮气:即混合气体中充入一定量的氮气,燃料使用氢气,且氢气过量。

(1)富氧燃烧氢气加热氮气

实验中,氢气摩尔比例范围是6%~15%,氧气比例范围是40%~50%,其余比例为氮气。实验结果表明:利用以上混合气体配比,可以使混合气体顺利点火燃烧,且燃烧时间在10ms以内。实验中在管道下游靠近喷管的管道壁面处安装有压力传感器,用以测量管道内驻室压力,实验信号如图3(a)所示,从信号中明显可见有压力尖峰值,说明此配方燃烧后容易产生爆震现象。

(2)富氧燃烧氢气-甲烷混合气体加热氮气

爆震现象的主要特征是:由于燃烧火焰与封闭端之间燃烧产物的膨胀,导致在封闭端发起的火焰在混合物中的传播加快。采用富氧燃烧氢气-甲烷混合气

体的初衷是为了降低燃烧火焰传播速率,避免爆震现象的产生。实验结果表明:燃烧速度明显降低,从点火到燃烧需要60ms左右,但是燃烧仍然很不稳定,也容易出现爆震现象。实验中在同一位置测量得的驻室压力信号如图3(b)所示。

(3)富氢燃烧氢气加热氮气

为了避免爆震现象的产生,除了降低燃烧速率以外,还可以通过提高膨胀波传播速率解决,膨胀波以当地声速传播,声速与分子量的平方根成反比,所以利用分子量小的气体作为传播介质可以提高膨胀波传播的速度。为此,尝试了富氢燃烧加热氮气的方式。其中氢气比例范围为50%~60%,氧气比例范围10%左右,其余为氮气。实验结果表明:采用此方法有效地避免了爆震现象的产生,同时从点火到完全燃烧时间在10~20ms之间,既降低了燃烧时间同时又能以稳定缓慢燃烧的方式产生高温、高压的气体。同一位置驻室压力信号如图3(c)所示。

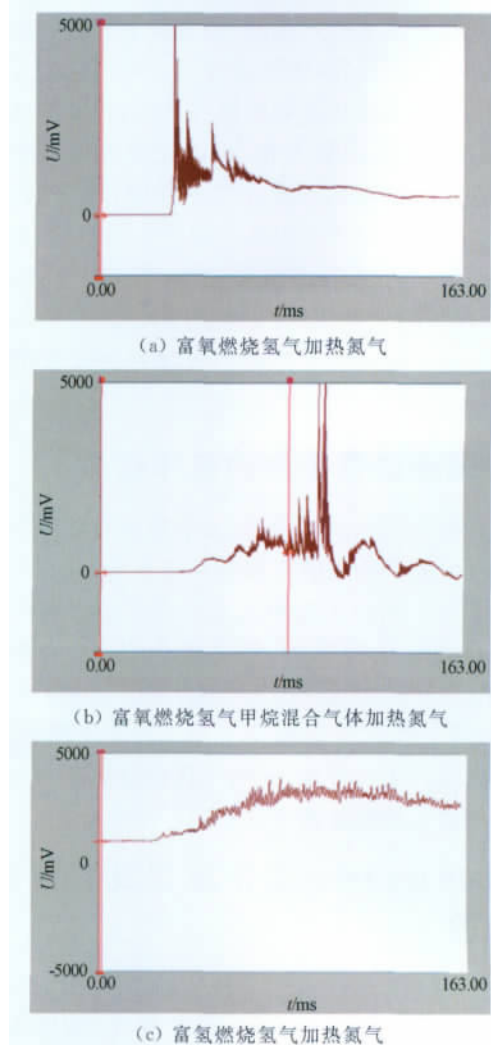


图3 不同组分气体燃烧后驻室压力信号
Fig. 3 Total pressure signals after combustion with different components of gas

3.2 点火方式及点火位置的选择

为了获得稳定的、尽可能重复的燃烧效果,研究了不同点火方式以及点火位置对燃烧效果的影响。从国内外研究中发现,有多种点火方式,如端面点火,即火焰从膜片附近传播到驱动段末端;多点点火,即在路德维希管多处布置点火头同时点燃管内混合气体;轴向热丝和热爆丝点火,即轴向悬挂电阻丝,用高压电脉冲加热电阻,使电阻白热或者热丝爆成微粒点燃混合气体。实验研究了端面点火、双端面点火(在膜片附近和驱动段末端同时点火)以及多点点火3种点火方式对燃烧的影响。实验结果表明:多点点火燃烧后驻室压力信号出现多个压力峰值,说明容易产生不稳定燃烧。双端面点火可以提高燃烧速率,但也容易出现燃烧不稳定现象,且燃烧重复性不好。通过单点端面点火的方式可以获得较为稳定、重复性较好的燃烧波系,燃烧时间稍有变长,可以通过按照固定氢气、氧气、氮气比例加大初始混合气体充气量克服。3种点火方式的实验结果如图4所示。根据以上实验及结果分析,考虑到与主流来流时间同步和燃烧完全、稳定、重复,实验采用膜片前单点端面点火方式。

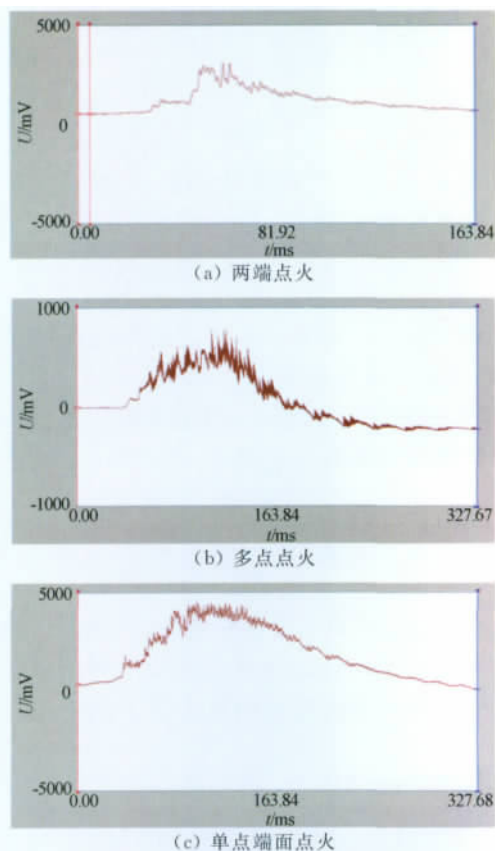


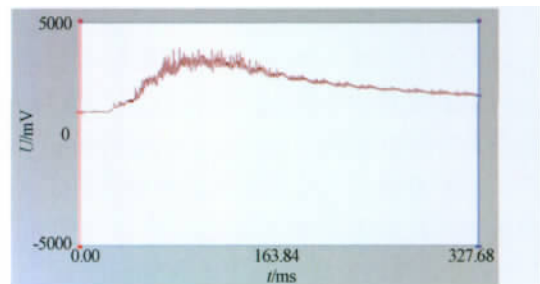
图4 不同点火方式下的驻室压力信号

Fig. 4 Total pressure signals using different ignition methods

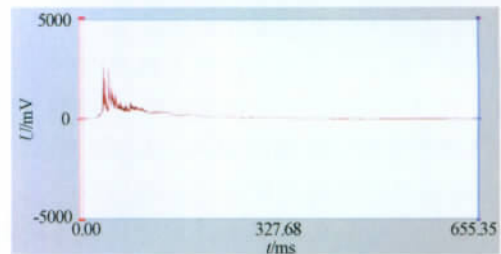
3.3 稳定燃烧的获得

产生稳定的预混燃烧是产生热气源的关键技术

之一,也是提高实验重复性的重要保证。但由于影响燃烧的因素太多,要完全弄清楚较高压力下氢氧燃烧的规律是十分困难的。该研究仅就实际中碰到的问题及所采取的措施作简要说明。燃烧方式分为两类:缓燃和爆震,相应的实验信号如图5所示,实验中要力求避免爆震的出现。为了获得良好的平稳燃烧,可以采用如下措施:



(a) 缓慢燃烧



(b) 爆震燃烧

图5 不同燃烧方式的压力信号

Fig. 5 Total pressure signals of different combustion methods

(1) 充气方式

研究表明,要获得良好的燃烧状态,可燃气体各组分必须预先混合均匀。实验采用的方法是在实验前预先按比例依次向气体混合罐内充入 H_2 、 N_2 和 O_2 ,在混合罐内混合 10~15min 后向路德维希管内充入混合气体。多次实验结果证明采用此方法可以获得重复性较好的实验数据。

(2) 充氧比例

通过文献[10]的研究发现,产物的压力和浓度随充氧比例 X_{O_2} 的增加而增加。但实验表明,在高压下,燃烧对氧的比例变化很敏感。如初始压力 $P_1 = 0.3\text{MPa}$ 时,在采用端面点火的情况下,为了防止出现爆震, $X_{O_2} < 12\%$ 为宜。

(3) 充氮比例

充氮比例 X_{N_2} 的增加,对产物压力影响不大^[11],燃烧产物的分子量随 X_{N_2} 增加而增加,造成声速 a_4 大幅下降,总焓也随之下降。同时,随 X_{N_2} 增加,燃烧时间增长,使燃烧变得不稳定,当 X_{N_2} 增加到一定程度时,如 70%,几乎每次实验都发生爆震。因此为了提高驻室焓值和保证安全,充氮比例 X_{N_2} 不能太高。

(4) 未燃气体的影响

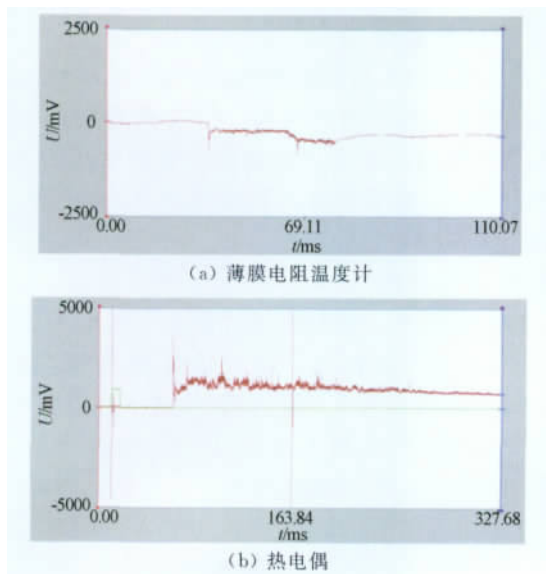
在理论计算中可假定氢氧完全燃烧,但在实际中难以达到。大量实验结果表明,未燃气体对热喷流状态的重复性影响较大。在实验中将火花塞点火头尽可能靠近膜片端,这样使管内气体尽可能完全燃烧,以便取得良好的效果。

4 热喷流气体总温的测量

总温是实验中最为关键的喷流参数。总温的测量可以大致分为两大类:一是用总温探头直接测量;二是间接测出其它参数(如:驻点热流),通过一些理想假设条件换算总温。由于前者响应时间相对较长,不利于毫秒量级的热喷流系统的测量。所以,在本实验中采用间接法测量喷流总温。

4.1 驻点热流的测量

实验中在路德维希管喷口外放置了一个半径 $R_N = 11.3\text{mm}$ 的球头用于测量驻点热流 q_s 。实验中使用了3种不同类型的传感器测量驻点热流,分别为:薄膜电阻温度计、同轴热电偶和铜膜量热计。通过实验比较了这3种传感器的测量结果。3种传感器各有优缺点:薄膜电阻温度计具有较高的灵敏度,响应时间较快,但此类传感器的薄膜完全裸露在流场中,容易受气流冲刷作用而损坏,加之实验在高温下进行,薄膜容易烧坏。同轴热电偶表面材料是康铜,不容易遭受冲刷和高温的破坏,但这类传感器响应时间相对较长,灵敏度相对较低,实验数据散布度稍大。铜膜量热计兼顾了上述两种传感器的优点,既有较高的灵敏度,同时,在高温流场中又不容易损坏,因此,在本实验中,采用铜膜量热计作为驻点热流的测量传感器。驻点热流信号如图6所示。从测量信号看,采用铜膜量热计测量到的信号较之前两种传感器的信号曲线光



(c) 铜膜量热计

图6 不同传感器测热信号

Fig. 6 Heat flux signals using different thermal sensors

滑,说明铜膜量热计受到的干扰小,信号稳定性好。

4.2 利用驻点热流换算总温

Fay-Riddell公式^[11]作为计算驻点热流的经典公式被广泛应用在理论和工程计算中。Fay-Riddell公式如下:

$$q_{ws} = 0.767 Pr^{-0.6} \cdot (\rho_s \mu_s)^{0.43} \cdot (\rho_w \mu_w)^{0.7} \cdot (h_s - h_w) \cdot \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx}\right)_s}$$

公式中: Pr 为流体普朗特数取值0.7,下标“s”表示驻点处气流参数,下标“w”表示壁面处气流参数,下标“ts”表示气体的皮托参数。其中

$$\left(\frac{du_e}{dx}\right)_s = \frac{1}{R_N} \sqrt{\frac{2(p_{ts} - p_\infty)}{\rho_{ts}}}$$

$$\rho_s = \frac{p_{ts}}{T_s} \cdot \frac{M_{\text{mix}}}{R}, \quad \rho_w = \frac{p_{ts}}{T_w} \cdot \frac{M_{\text{mix}}}{R}$$

其中 R 为普适气体常数, M_{mix} 为混合气体分子量。粘性系数利用 Sutherland 公式:

$$\frac{\mu}{\mu_{re}} = \left(\frac{T}{T_{re}}\right)^{3/2} \cdot \frac{T_{re} + 110}{T + 110}$$

其中下标“re”为某一参考温度下气体的粘性系数,利用此公式可分别求出 μ_s 和 μ_w 。

经过量级分析发现,Fay-Riddell公式计算的关键是计算组分气体驻点焓值 h_s 和壁焓 h_w 。焓值的定义为: $dh = \int_0^T c_p dT$, 实验中喷流气体为燃气,不能运用量热完全气体假设。实验中认为喷流气体为热完全气体,即定压比热 c_p 只是温度的函数,因此对于焓值的计算要从原始的积分式计算。实验中利用多项式拟合系数计算各组分气体在给定温度下的定压比热及焓值即:

$$\frac{c_{pi}}{R_i} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4$$

$$\frac{h_i}{R_i} = a_1 T + \frac{a_2}{2} T^2 + \frac{a_3}{2} T^3 + \frac{a_4}{2} T^4 + \frac{a_5}{2} T^5 + a_6$$

$$h_{\text{mix}} = \sum_{i=1}^N X_i h_i$$

其中, X_i 为第 i 组分的摩尔分数。

根据以上 Fay-Riddell 公式以及焓值的计算方法, 编制了相应的混合气体驻点热流的计算程序。利用程序计算了不同组分混合气体的驻点热流值, 反算出喷流气体的总温。实验中驻点热流的实验值与利用程序计算的计算值一致(表 1 所示), 说明该实验中的测量方法和换算办法是可行的。

表 1 热流实验值与计算值对比 (W/m^2)

Table 1 Comparison between the code and experimental result of heat flux

	实验值	计算值	误差(%)
750K	144.06	137.99	4.21
1050K	215.76	206.14	4.45
1300K	296.73	279.90	5.67

5 结 论

利用氢氧燃烧驱动路德维希管的方法研制了一套瞬态热喷流供气系统, 建立了相应的瞬态热喷流供气系统的工作方法。通过研究比较不同可燃气体组分、不同点火方式, 最终确定了获得稳定燃烧的燃气喷流的方法。利用 Fay-Riddell 公式计算燃气喷流驻点热流, 换算出燃气总温。该工作所建立的燃气喷流系统由于燃气的组分、压力、温度在一定范围内可控, 所以可以提供满足缩比模型喷流实验所需不同喷流状态的热气源, 同时可以在 50ms 内启动工作, 与脉冲风洞同步协调工作。

参考文献:

[1] MITCHELL J W. An analytical study of a two-dimensional flow field associated with sonic secondary injection into a supersonic stream[R]. Technical Note 91662 TN22, Vidya Corp., March 1964.

- [2] GNEMMI P, SCHÄAFER H J. Experiment and numerical investigations of a transverse jet interaction on a missile body[R]. AIAA 2005-0052, 2005.
- [3] GNEMMI P, ADELI R, LONGO J. Computational comparisons of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile[R]. AIAA 2008-6883, 2008.
- [4] PRATS B D, HILL J A, METZGER M A. High altitude control tests in NSWC hypervelocity tunnel[R]. AIAA 84-20616.
- [5] GRUBER M R, GOSS L P. Surface pressure measurements in supersonic transverse injection flowfields[J]. Propulsion and Power, 1999, 15(5): 1299-1301.
- [6] MUDFORD N R, ROBERTS G T. Interference heating effects caused by a 3D transverse jet in hypersonic flow [C]//Shock Waves, proceedings of 20th ISSW: 173.
- [7] 李素循. 喷流控制飞行器姿态的物理问题[G]//空气动力学前沿问题论文集. 北京: 宇航科学出版社, 2003: 327-332.
- [8] 李素循. 近空间飞行器的气动复合控制原理及研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 740-755.
- [9] 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动[M]. 北京: 科学出版社.
- [10] 肖林奎, 李清泉, 韩文成, 等. 充氮燃烧驱动研究及其缝合、平衡分界面状态的调试[C]//第一届激波管会议报告.
- [11] FAY J A, RIDDEL J R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. Journal of the aeronautical science, 1958, 25(2): 73-85.

作者简介:



陈雪冬(1985-), 男, 天津市人, 博士研究生。研究方向: 高超声速空气动力学。联系电话: 13520019225, 010-82544015。E-mail: chenxuedong@imech.ac.cn, caucxd@126.com