

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2108054

基于激波原理的气体动态温度校准装置研究

杨兆欣, 顾正华, 张文清, 曾 星

(中国空气动力研究与发展中心设备设计与测试技术研究所 绵阳 621000)

摘 要: 基于气体介质动态温度校准需求, 研制了一套基于激波原理的气体动态温度校准装置。针对传统激波管产生激波持续时间短无法激励温度传感器的问题, 通过改造传统激波管结构, 实现了激波过程后稳态温度气体持续流动, 克服了传感器有效激励问题。为了实现快速响应温度传感器的高质量动态校准, 通过激波过程温度幅值补偿研究, 减小了温度幅值不稳定对于动态校准结果的影响。此外, 通过激波非定常边界层对于温度的影响分析, 得到了忽略温度随壁面参数变化的条件, 提高了激励信号发生的可靠性。最后, 基于试验手段对于校准装置的可溯源性进行了分析和验证, 试验结果表明所研制的气体动态温度校准装置可以产生阶跃上升时间为 1.6 ms, 稳态幅值为 320℃, 持续时间为 40 s 的动态温度激励信号, 基本满足温度传感器动态校准需求。

关键词: 动态温度; 校准装置; 激波管; 气体介质

中图分类号: TH81 V211.71 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.4020 470.2010

Study on gas dynamic temperature calibration device based on shock tube principle

Yang Zhaoxin, Gu Zhenghua, Zhang Wenqing, Zeng Xing

(Facility Design and Instrumentation Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: According to the requirement of the gas medium dynamic temperature calibration, a set of gas-dynamic temperature calibration devices based on the shock tube principle is developed. In terms of the issue that the temperature sensors cannot be excited by the shock tube due to the short duration of the shock wave, the traditional structure of the shock tube is reformed in this article. As a result, the continuous flow with the steady temperature after the shock wave procedure is realized, and the effective excitation problem of the sensor is solved. To realize the high-quality dynamic calibration for the rapid response temperature sensors, the impact of temperature amplitude instability on the dynamic calibration results is reduced by the research of temperature amplitude compensation technology during the shock wave procedure. In addition, through the analysis of the influence of shock wave unsteady boundary layer on the temperature, the condition of ignoring the change of temperature with wall parameters is obtained, which improves the reliability of excitation signal generation. In the end, the traceability of the calibration device is analyzed and evaluated with the experiments, which shows that the proposed gas dynamic temperature calibration device can generate the temperature excitation signals with the step rise time of 1.6 ms, a steady step amplitude of 320℃, and duration of 40 s, which satisfy the dynamic calibration requirements of the temperature sensors.

Keywords: dynamic temperature; calibration device; shock tube; gas medium

0 引 言

随着我国武器装备自主可控和航空发动机事业的飞速发展, 气体温度测试技术应用领域越来越广, 需求愈加迫切, 且呈现高动态性、高精度、高可靠性等特点^[1-3]。例

如, 高超声速飞行器研制、高超声速边界层转捩热流测试、航空发动机燃烧室温度测试、火箭尾焰温度测试、火炮炸药等爆轰温度测试等^[4-8]。实现上述场合动态温度的准确测量, 需要基于动态温度校准装置对于温度测试系统进行性能评价, 这是保证动态温度测试数据结果有效、可靠的依据和基础。

动态温度校准装置是提供测试系统温度量值基准和动态特性依据的计量平台。常用的动态温度校准装置包括:水浴油浴装置、激光校准装置、电加热校准装置等,由于其便携性、实用性,得以广泛应用。但是应用于前述场合动态温度测量时,由于校准介质与实际使用工况不一致、温度上升过程不可控、校准温度幅值受限等问题,校准结果与测试系统真实性能可能存在较大差异,导致校准结果实用性下降^[9-11]。当前,针对气体介质的动态温度校准装置,具有代表性的是热风洞动态校准设备^[12-13]。该设备具有温度稳定、温度上限高等优点,能够提供持续、可靠的校准标准信号源,基本可以满足航空领域常规温度传感器动态校准需求。但该装置采用物理弹射方式实现标准信号阶跃过程,对于快速响应温度传感器的动态校准具有一定的能力局限。

为了满足我国航空航天领域对于高质量动态温度测试需求,突破动态测试技术对于我国武器装备、超声速飞行器研制的制约作用,特别是可以针对快速响应温度传感器实现有效校准,本文研制了基于激波原理的气体动态温度校准装置。该装置的特点是:一方面利用激波温度阶跃快速上升特性,可以建立标准的时域阶跃动态依据;另一方面利用高精度温度传感器对于稳值温度过程进行评价,实现温度量值的可靠溯源和量传。由此,可以实现对动态温度测试系统的全面评价。本文是对动态温度校准原理、溯源方法的全新设计,突破了现有动态温度校准装置在介质匹配、动态特性可靠依据、高精度溯源等方面的限制。对于航空航天、兵器领域涉及的气体介质动态温度的精确测量极具参考价值。

1 动态温度激励信号发生机理

温度传感器一般认为是一阶动态系统,动态校准激励信号通常采用阶跃信号形式^[14]。由于气体分子稀薄,通过传热的方式,难以产生快速的阶跃温度变化。因此,本文利用激波压缩产生瞬态高温,解决激励温度信号上升时间问题。但是传统激波管产生激波过程的持续时间仅为毫秒级,无法对温度传感器产生有效激励^[15]。因此,无法直接将激波管作为动态温度校准装置。

针对以上问题,本文通过传统激波管的结构改造,实现了激波过程后稳态温度气体持续流动,克服了激波过程持续时间短造成的传感器无法有效响应问题。动态温度激励信号发生具体分为两个阶段:1)激波压缩过程,作为阶跃温度上升过程基准;2)稳态温度持续过程,作为阶跃温度稳值过程基准。以上两个过程产生机理和产生作用具有较大差异,分别开展论述。

1.1 激波压缩过程机理分析

激波管是一种被膜片隔为两部分的腔体装置,在膜片一侧充有高压气体为高压腔,膜片另一侧为低压腔。若增大膜片两侧的压力差并大于膜片承压临界值,实现自然破膜,则在低压腔内产生激波,激波管内流动空间分布示意图如图1所示。通常将激波管内流动简化为4个空间区域,由激波波阵面至下游段为1区,激波波阵面与接触面之间为2区,接触面与稀疏波波头之间为3区,稀疏波与稀疏波下游段为4区^[16]。经过激波压缩在低压腔内产生气体温度阶跃变化,从而实现温度变化的快速上升,可以作为阶跃温度上升过程基准。但是,由于激波持续时间过短,仅依靠激波压缩过程,无法对温度测试系统产生有效激励。

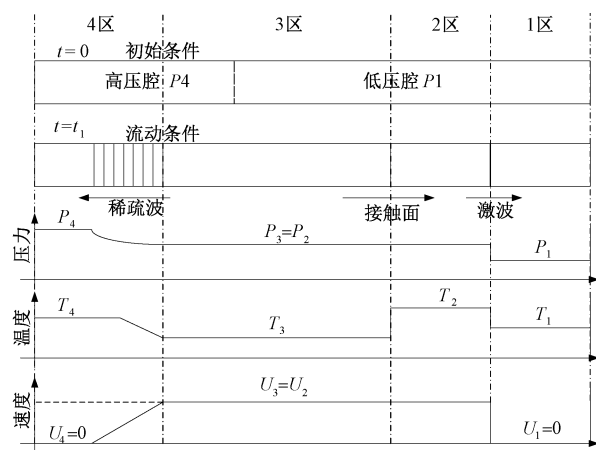


图1 激波参数空间分布示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the spatial distribution of shock wave parameters

1.2 稳态温度持续过程机理分析

稳态温度持续过程是指低压腔气体在激波压缩过程之后,气流速度、温度等参数稳定的实现过程。具体是通过高低压腔基本恒定的压力差、均匀稳定的高压腔温度控制等措施实现的。其中,高低压腔基本恒定的压力差是基于较大的高低压腔体积比和高压腔压力精密控制实现的;均匀稳定的高压腔温度控制是基于循环结构体高压腔、内置风扇、电加热器、外绝热层,在高压腔内产生高温气体,并通过强制对流循环保证气流温度的均匀性。在低压腔下游出口位置安装有节流喷嘴,实现低压段内流速的精确控制。节流喷嘴另一侧与真空泵连接。气体动态温度校准装置结构示意图如图2所示。

高压腔与低压腔通过膜片隔开,通过膜片两侧的压力控制,实现膜片自然破裂,从而在低压腔内产生温度幅值稳定、气流速度恒定的持续流场。

稳态温度持续过程与激波压缩过程接合,可以在低压腔内同时实现气体动态温度信号瞬态过程发生和对温

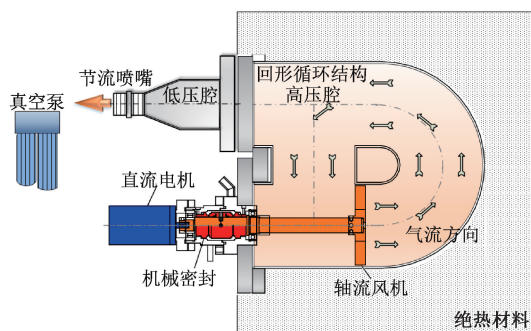


图2 气体动态温度校准装置结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the gas dynamic temperature calibration device

度测试系统有效激励,可以实现对工程常用温度测试系统有效校准。但是对于快速响应温度传感器,激波持续过程幅值不稳定性会反映在传感器响应结果中,从而影响动态校准质量,因此,针对快速响应温度传感器动态校准需要开展激波过程温度幅值补偿研究。

2 激波过程温度幅值补偿研究

2.1 激波过程3区温度幅值的补偿

对3区温度幅值进行补偿,首先需要研究破膜后,激波管内各参数基本情况。本论文激波管校准介质采用高温空气,因此选择耐温值较高的铝箔膜片,厚度为 $\delta=0.05\text{ mm}$,低压段初始温度为 25°C ,初始压力为常压,低压腔入口直径 $D=28\text{ mm}$ 。

激波参数中一个关键参数是初始膜片压力比,表示在膜片破膜前时刻高压腔与低压腔压力的比值,该参数由膜片临界压力值所决定。初始膜片压力比与激波马赫数是激波管流动的一个基本关系,可以表示为:

$$P_{41} = \left[1 + \frac{2r}{r+1}(M_s^2 - 1) \right] \times \left[1 - \frac{r-1}{r+1} a_{14} \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right]^{\frac{2r}{r-1}} \quad (1)$$

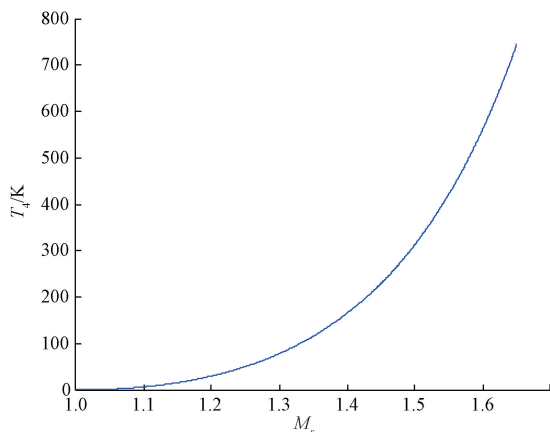
式中: P_{41} 为初始膜片压力比, M_s 为激波马赫数, r 为空气比热容, a_{14} 为低压腔与高压腔声速比,可以表示为:

$$a_{14} = \sqrt{\frac{T_1}{T_4}} \quad (2)$$

式中: T_1 、 T_4 分别为低压腔和高压腔的温度。

在激波过程中,若 P_{41} 、 T_1 为已知常值,破膜后,由式(1)即可得到 M_s 与 T_4 之间关系。假设初始膜片压力比 $P_{41}=6.8$, $T_1=298\text{ K}$,可得如图3所示关系曲线,本文为了表述方便,称之为 M_s - T_4 基本关系曲线(在固定初始膜片压力比条件下, M_s 与 T_4 之间关系曲线),其物理

意义为在满足初始条件的情况下,膜片自然破裂后, M_s 与 T_4 满足如图3所示规律。

图3 M_s - T_4 基本关系曲线Fig. 3 M_s - T_4 basic relationship curve

由激波运动关系,可以得到2区温度值:

$$T_2 = \frac{[2rM_s^2 - (r-1)] \cdot [(r-1)M_s^2 + 2]}{(r+1)^2 M_s^2} T_1 \quad (3)$$

式中: T_2 为2区温度值。

3区温度与高压腔内温度比可以表示为:

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(1 + \frac{r-1}{2} M_3^2 \right)^{-2} \quad (4)$$

式中: M_3 为3区气流马赫数, T_3 为3区温度。

M_3 与 M_s 之间的关系可以表示为:

$$M_3 = \left[\frac{a_{41}(r+1)M_s}{2(M_s^2 - 1)} - \frac{r-1}{2} \right]^{-1} \quad (5)$$

由式(4)、(5)可得:

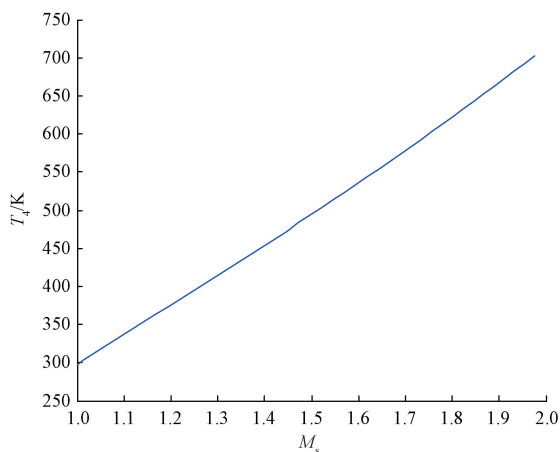
$$T_3 = \left[1 + \frac{r-1}{2} \left(\frac{a_{41}(r+1)M_s}{2(M_s^2 - 1)} - \frac{r-1}{2} \right)^{-1} \right]^{-2} T_4 \quad (6)$$

由式(2)及式(6)可知, T_3 与 T_4 、 M_s 有关,在选定膜片后,唯一决定于 T_4 ,因此,可以通过调节 T_4 实现对 T_3 的补偿。

由式(3)、(6),在 $T_2=T_3$ 条件下,可得:

$$\frac{[2rM_s^2 - (r-1)][(r-1)M_s^2 + 2]}{(r+1)^2 M_s^2} T_1 = \left[1 + \frac{r-1}{2} \left(\frac{a_{41}(r+1)M_s}{2(M_s^2 - 1)} - \frac{r-1}{2} \right)^{-1} \right]^{-2} T_4 \quad (7)$$

由式(7)可得, M_s 与 T_4 之间的关系曲线,如图4所示。在本文为了表述方便,称之为 M_s - T_4 平衡温度曲线($T_2=T_3$ 条件下, M_s 与 T_4 之间的关系曲线)。其物理意义为满足图4曲线的各 T_4 值及对应 M_s ,即可实现激波过程中3区温度幅值补偿改进。

图4 M_s-T_4 平衡温度曲线Fig. 4 M_s-T_4 balance temperature curve

综上,低温区幅值补偿,需要首先满足破膜后各区温度及马赫数等参数基本关系,然后通过 T_3 温度补偿机制,即可实现对 T_3 温度幅值的补偿。

2.2 激波过程2区温度持续时间补偿

2区温度持续时间 Δt ,是由激波速度 U 、接触面速度 u_2 分别到达被校热电偶位置时间差决定的。可以对激波条件及被校传感器安装位置进行设计,尽可能减小由于该部分温度间断造成对温度传感器动态响应的影响。

本文采用的厚度为 $\delta=0.05$ mm 铝箔膜片,在低压腔入口直径 $D=28$ mm 时,膜片临界压力值为 220 kPa。设置激波仿真初始条件为,低压段初始温度 $T_1=25^\circ\text{C}$,初始压力为 $P_1=0.1$ kPa。

由2区激波基本关系式:

$$\frac{u_2}{a_1} = \frac{2}{r+1} \left(M_s^2 - \frac{1}{M_s} \right) \quad (8)$$

式中: u_2 为激波接触面速度, a_1 为低压腔声速。

$$M_2 = \left[\frac{(r-1)M_s^2 + 2}{2rM_s^2 - (r-1)} \right]^{1/2} \quad (9)$$

式中: M_2 为2区气流马赫数。

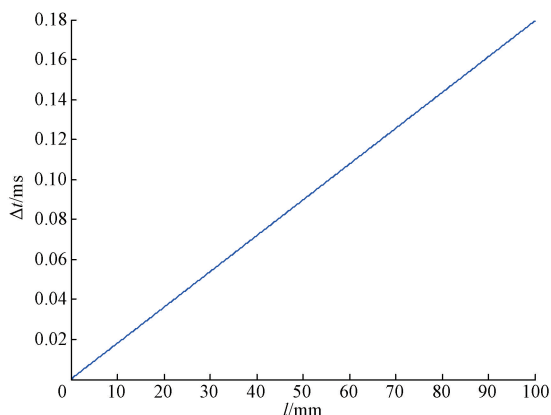
可得2区持续时间 Δt 为:

$$\Delta t = k \times l \quad (10)$$

式中: Δt 为2区温度持续时间, l 为被校温度传感器与膜片之间的距离, k 可以表示为:

$$k = \left(\frac{1}{u_2} - \frac{1}{U} \right) \quad (11)$$

由式(10)可知, l 与 Δt 之间为线性关系, k 为 Δt 随 l 变化的斜率,由式(11)计算得出。在低压腔温度 $T_1=25^\circ\text{C}$ 时,马赫数为 1.59,由式(8)~(11)可得 l 与 Δt 之间的关系,如图5所示。

图5 l 与 Δt 之间的关系曲线Fig. 5 Relation curve between l and Δt

考虑到低压腔传感器安装空间以及低压腔与高压腔之间连接空间, l 取值为 $l=50$ mm,对应 $\Delta t=0.09$ ms。因此持续时间为 Δt 的温度波动,对于时间常数在毫秒级以上的热电偶而言,可以忽略2区高温区对于动态校准结果的影响,也就是说,可以认为阶跃温度变化初始温度为 T_1 ,稳值温度为 T_3 。

3 激波管中非定常边界层对于温度的影响

在激波运动过程中,会产生非定常边界层,从而影响激波运动过程中的温度特性。大量实验表明,实际激波管流动中随着离开隔膜距离的增加,激波将会减速,而接触面将加速,主要影响因素之一就是激波管壁面形成的边界层。在实际激波流动中,可以观察到层流和湍流两种边界层。而且由于动态温度激励发生装置中,产生的激波马赫数较小,强度较弱,层流和湍流边界层均有存在,因此需要对边界层存在对于温度场的影响进行研究。

在定常坐标系中,壁面本身也有一个热边界层,它类似于相邻的流体,如图6所示。

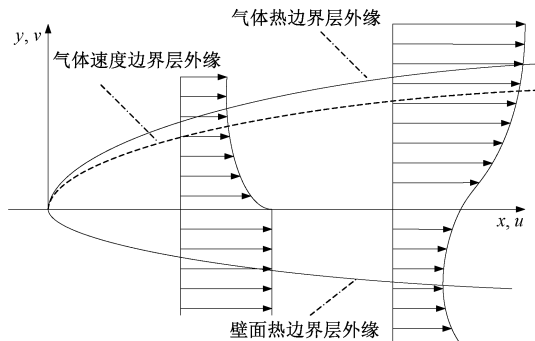


图6 壁面热边界层示意图

Fig. 6 Schematic diagram of thermal boundary layer on the wall

假定在激波出现之前,流体和壁面处于同一温度 T_1 (或 T_4),忽略壁面参数的变化,固壁一维热传导方程为:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a_{w-} \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \quad (12)$$

或:

$$\frac{\partial T}{\partial x} = \frac{a_{w-}}{u_w} \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \quad (13)$$

式中: T 为气流温度, t 为时间尺度, a_{w-} 为热扩散率, y 为与壁面正交方向尺度, x 为壁面方向运动尺度, u_w 为壁面均匀速度。

假定气流粘性系数和气流速度均为 0, 固壁附近气流温度为常数, 则式 (13) 的解为:

$$\frac{T_w - T}{T_w - T_\sigma} = e_{ef} \left(-\frac{y}{2} \sqrt{\frac{u_w}{xa_{w-}}} \right) \quad (14)$$

式中: e_{ef} 是误差函数符号, T_w 为壁面气流温度, T_σ 为激波 1 区温度 (激波情况), 或为激波 4 区温度 (稀疏波情况)。

在壁面上, 流体传给固壁的热流应当等于固壁向内部传导的热流。其中固壁向内部传导的热流为:

$$q_{w-} \equiv \left(-K \frac{\partial T}{\partial y} \right)_{w-} = \frac{(T_\sigma - T_w) K_{w-}}{\sqrt{(\pi x a_{w-}) / u_w}} \quad (15)$$

式中: q_{w-} 为壁面气流传导热流, K 为导热系数, K_{w-} 为流体向固壁传导时的导热系数, 下表 $W-$ 表示沿着 $-y$ 方向的壁面参数。

由绝热壁边界层参数关系, 可以得到:

$$q_w = -S'(0) (T_w - T_r) \sqrt{\frac{u_e \rho_w \mu_w}{2x}} \frac{C_p}{P_r} \quad (16)$$

式中: C_p 为比热, P_r 为普朗特数, ρ_w 为壁面气流密度, μ_w 为壁面气流粘性系数, u_e 为边界层外缘气流速度, T_r 为绝热壁恢复温度, $-S'(0)$ 为微分方程叠加系数。

利用上式, 可以导出:

$$\frac{T_w - T_r}{T_\sigma} = A \frac{\frac{T_r}{T_\sigma} - 1}{A + 1} \approx A \left(\frac{T_r}{T_\sigma} - 1 \right) + o(A^2) \quad (17)$$

式中:

$$A = -\frac{S'(0)}{\sqrt{\frac{2}{\pi} P_r}} \sqrt{\frac{u_e}{u_w}} \sqrt{\frac{a_{w-}}{a_w}} \frac{K_w}{K_{w-}} \quad (18)$$

由于 A 和 T_r 均为 T_w 的函数, 因此利用式 (17) 求 T_w 时必须进行迭代。

利用理想激波管关系式, 对于空气介质, 可得:

$$\frac{T_r}{T_1} = 1 + 2 \frac{u_w - u_e}{6u_e - u_w} \quad (19)$$

为了说明恢复温度与激波或稀疏波之间的温度关系, 定义式 (20)。

$$\Delta e_r = T_r - T_1 \quad (20)$$

式 (20) 的物理意义在于, 对于 $\Delta e_r > 0$, 热量从壁面传入流体, 对于 $\Delta e_r < 0$, 热量从流体传入壁面, 对于 $\Delta e_r = 0$, 壁面温度与流体温度保持平衡。

利用理想激波管关系式, 对于空气介质, 可得:

$$\Delta e_{r_1} = \frac{1}{3} (M_s^2 - 1) \quad (21)$$

可以得到 M_s 与 Δe_{r_1} 之间的关系曲线, 如图 7 所示。

由图 7 可以看出, 激波马赫数在 $[0, 10]$ 区间范围, $\Delta e_r \geq 0$, 即热量始终是从壁面传入流体的。实际动态校准实验中, 激波马赫数位于区间 $[1.48, 1.60]$ 内, 对应的 Δe_{r_1} 位于区间 $[0.48, 0.60]$ 之间。但是, 激波 1 区过程持续时间非常之短, 对于气流温度幅值的影响可以忽略不计。

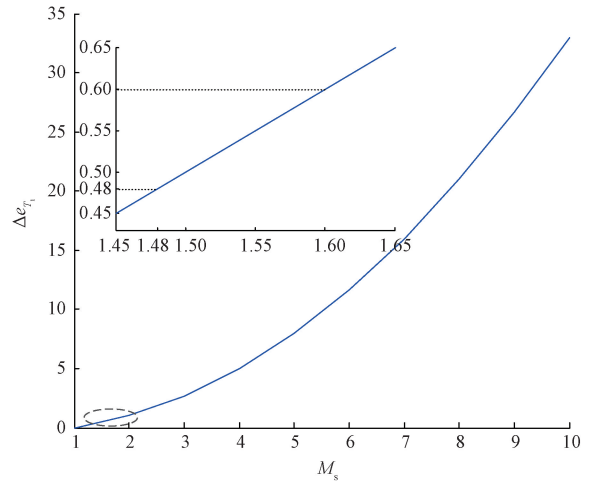


图 7 M_s 与 Δe_r 间的关系曲线

Fig. 7 Relation curve between M_s and Δe_r

对于稀疏波情况, 当介质为空气时, 可得:

$$\frac{T_r}{T_4} - 1 = -\frac{2(8u_w - u_e)(u_e - u_w)}{25u_w^2} \quad (22)$$

利用连续方程和等熵关系, 可以得到:

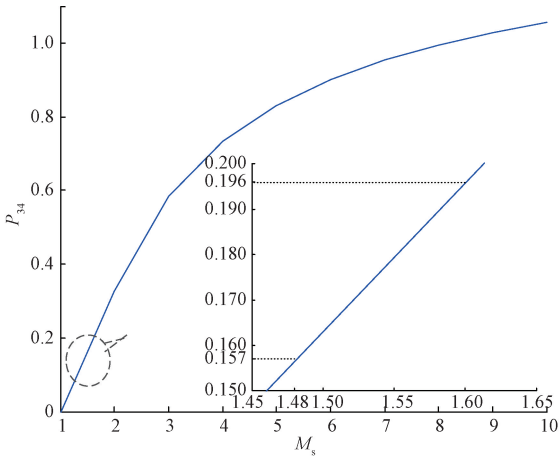
$$\frac{u_w}{u_e} = \left[6 - 5 \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{1/7} \right]^{-1} \quad (23)$$

式中: P_3 、 P_4 分别为激波过程 3 区和 4 区的压力。

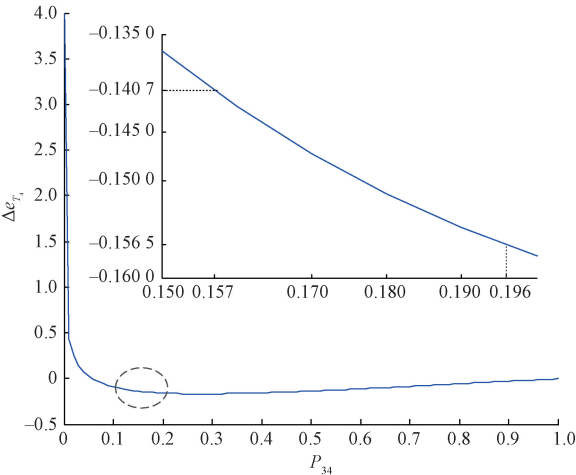
由此, 可以得到:

$$\Delta e_r = -2 \left[3 \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{1/7} - 2 \right] \left[1 - \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{1/7} \right] \quad (24)$$

对于稀疏波过程, 相较于激波短暂过程, 作用时间要长得多, 对激励温度信号影响也较大。对于动态温度激励信号发生装置, 在 $T_4 = 531 \text{ K}$, $T_1 = 298 \text{ K}$ 的条件下, M_s 与 P_{34} 之间的关系曲线, 如图 8 所示。对于实际校准实验激波马赫数范围 $[1.48, 1.60]$ 对应的 P_{34} , 如细节图所示可知, 位于区间 $[0.157, 0.196]$ 之间。



(a) M_s 与 P_{34} 之间的关系曲线
(a) The relation curve between M_s and P_{34}



(b) P_{34} 与 Δe_{T_1} 之间的关系曲线
(b) The relation curve between P_{34} and Δe_{T_1}

图 8 P_{34} 关系曲线

Fig. 8 The shock wave relation curve of P_{34}

根据 P_{34} 的区间范围 $[0.157, 0.196]$ 在图 8(a) 中对应区间, 可以得到在 P_{34} 区间范围内, $\Delta e_{T_1} < 0$ 。因此对于稀疏波而言, 热量由流体传入壁面。

由 $-S'(0) \sqrt{\frac{\pi}{2P_r}} \sqrt{\frac{u_e}{u_w}} \approx 1$, 式(18)近似表示为:

$$A \approx \sqrt{\frac{a_{w-}}{a_w}} \frac{K_w}{K_{w-}} \quad (25)$$

对于激波而言, 利用式(17)和(19), 可以得到:

$$\frac{T_w - T_1}{T_1} \approx 4 \times 10^{-4} \left(\frac{M_s^2 - 1}{3} \right) \quad (26)$$

对于稀疏波而言, 利用式(17)和(19), 可以得到:

$$\frac{T_w - T_4}{T_4} \approx -8 \times 10^{-4} \left[3 \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{1/7} - 2 \right] \times$$

$$\left[1 - \left(\frac{P_3}{P_4} \right)^{1/7} \right] \quad (27)$$

由此可知, 对于 $M_s \leq 3$ 的弱激波及所有的稀疏波, 假定壁温 T_w 与初始温度 T_σ (T_1 或 T_4) 相等, 产生的误差在 0.1% 以内。在 $M_s \leq 9$ 的较强激波中, 误差在 1% 以内, 而 $M_s \approx 27$ 时, 误差可达 10%。这是因为气体与金属材料相比, 其热传导率很低, 所以 K_w/K_{w-} 很小。因此, 忽略温度随壁面参数变化基本是合理的。

4 可溯源性分析

本文所研制的基于激波原理的气体动态温度校准装置是一套计量平台, 开展校准试验需要满足可溯源性要求。可溯源性分析从溯源原理分析和溯源结果试验验证两个方面开展论述。

4.1 动态温度激励信号溯源原理

由于激励信号是在校准平台低压腔内产生的具有显著时变特性的信号, 对于气流温度环境的时间、空间分辨具有较高要求。

时间分辨要求主要针对激励信号时域信号高质量、高动态溯源。具体是将动态温度激励信号的激波压缩过程和稳态温度持续过程, 对应于温度上升过程溯源和温度稳值过程溯源两个过程。其中, 温度上升过程为瞬态变化, 无法通过温度传感器进行精确评估。基于激波过程图 1 所示的激波过程机理分析, 可知激波压缩导致温度和压力阶跃变化为同步发生的物理过程^[17], 因此可以基于高频响压力传感器对该激波压缩温度上升过程进行评估, 主要针对温度上升时间进行评估。温度稳值过程溯源评估可以基于完成量值传递的高精度温度传感器实现, 主要对于温度稳态幅值进行评估。综上, 通过高频响压力传感器和高精度温度传感器共同组成动态温度激励信号溯源系统实现动态温度信号的溯源, 动态温度激励信号溯源原理如图 9 所示。

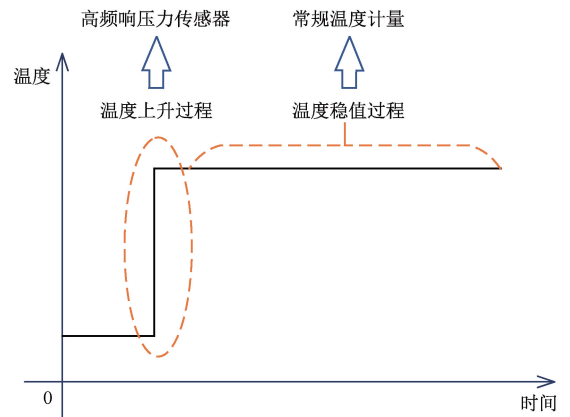


图 9 动态温度激励信号溯源原理图

Fig. 9 Tracing schematic diagram of dynamic temperature excitation signal

空间分辨要求主要是指动态温度激励信号溯源系统与该校准温度传感器是否表征同一物理点参数变化过程。其中高频响压力传感器和高精度温度传感器需要安装于低压腔体内同一截面,保证感受激波波阵面空间统一性,高频响压力传感器安装在腔体侧壁,高精度温度传感器和被校准温度传感器感温端距离保持为毫米量级,保证传感器感受温度空间统一性。低压腔传感器具体安装方法如图10所示。

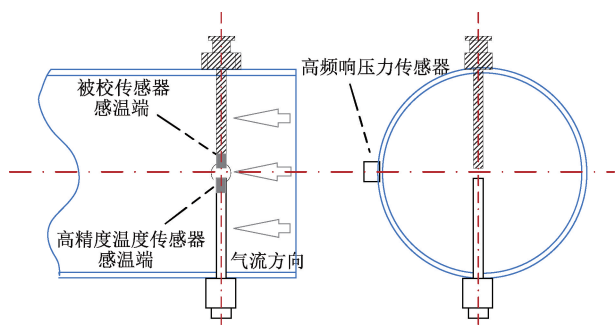


图10 低压腔传感器安装示意图

Fig. 10 Sensor installation diagram of the low pressure chamber

4.2 动态激励信号溯源结果试验验证

为了对气体动态温度激励信号的性能指标进行定量评估,需要进行现场试验。试验条件为:高频响压力传感器为固有频率380 kHz快速响应绝压传感器,高精度温度力传感器测量精度为 $\pm 0.2^\circ\text{C}$,与采集系统之间接入精度为0.1%的50倍隔离放大器,采样频率为100 kHz,破膜时,高压腔内温度为 328°C ,高压腔内压力为258 kPa,选用64 L/min流量节流喷嘴,采集到高精度温度传感器及高频响压力传感器响应信号经过归一化后如图11所示。

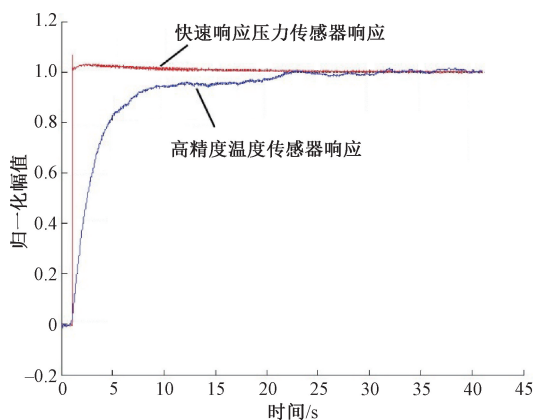


图11 高精度温度传感器及高频响压力传感器归一化响应

Fig. 11 Normalized response of high precision temperature sensor and high frequency pressure sensor

高频响压力传感器时域响应阶跃上升过程与高精度温度力传感器时域响应稳态幅值过程通过数据融合,可以得到气体动态温度激励信号实际运动过程,如图12所示。

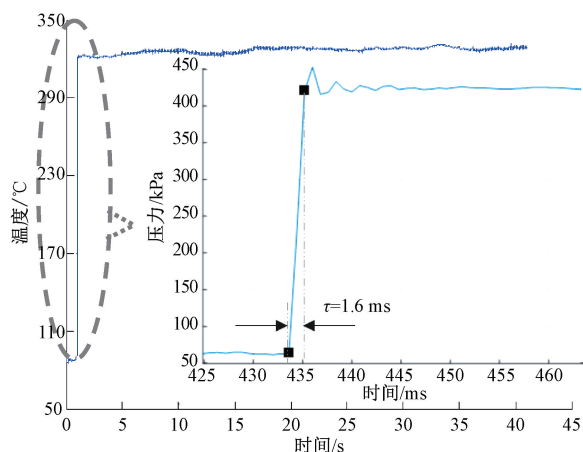


图12 温度激励时域信号曲线

Fig. 12 Temperature excitation signal curve in the time domain

为了更加直观体现动态激励信号的上升过程,给出图12中的局部放大图:高频响压力传感器上升过程的时域局部曲线图。由图12所示,可以得到气体动态温度校准装置可产生的激励信号特征结果:激励信号上升时间为1.6 ms,动态激励信号稳态幅值为 320°C ,激励信号持续时间为40 s。

5 结 论

本章提出基于激波管原理的气体动态温度发生装置。针对传统激波管持续时间短的问题,通过对激波管结构形式的改造,实现了对温度传感器动态校准有效持续时间长度。对于激波后稀疏波影响造成温度波动现象,通过从低温区域温度持续时间及温度幅值两方面予以补偿。另外对温度对于气流非定常边界层对于温度幅值的影响进行了定量研究,得到了忽略温度随壁面参数变化的条件,实现了温度动态校准标准信号的发生。同时,基于激波运动机理分析,提出了高频响压力传感器和高精度温度传感器响应信息融合的方法对动态激励信号进行溯源,溯源试验结果表明,该校准装置可以产生较为理想的温度阶跃标准信号。本论文提出的动态温度校准装置对于接触式温度传感器在气体介质条件下的动态特性评价提供了有益的探索与尝试。

参考文献

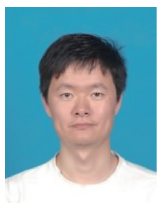
- [1] 陈炳贻, 陈国明. 航空发动机高温测试技术的发展[J]. 推进技术, 1996, 17 (1): 92-96.
- CHEN B Y, CHEN G M. High temperature testing technology development for aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology, 1996 17 (1): 92-96.
- [2] SOUSA J, VILLAFANE L, PANIAGUA G. Thermal analysis and modeling of surface heat exchangers operating in the transonic regime [J]. Energy, 2014, 64 (1): 961-969.
- [3] BASHA M, SHAAHID SM, AL-HADHRAMI L. Impact of inlet fogging and fuels on power and efficiency of gas turbine plants [J]. Thermal Science, 2013, 17 (4): 1107-1117.
- [4] CHANDRASEKARAN N, GUHA A. Development and optimization of a sustainable turbofan aeroengine for improved performance and emissions [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(11): 1701-1719.
- [5] FONTANESI S, GIACOPINI M. Multiphase CFD-CHT optimization of the cooling jacket and FEM analysis of the engine head of a V6 diesel engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 52 (2): 293-303.
- [6] 丁刚, 徐敏强, 侯立国. 基于过程神经网络的航空发动机排气温度预测[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1035-1039.
- DING G, XU M Q, HOU L G. Prediction of aeroengine exhaust gas temperature using process neural network [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1035-1039.
- [7] 李杰, 樊丁, 纪仓囤, 等. 航空发动机温度传感器动态特性改善方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 708-714.
- LI J, FAN D, JI C T, et al. Dynamic response capability improvement method for aero-engine temperature sensor [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 708-714.
- [8] JAREMKIEWICZ M, TALER D, SOBOTA T. Measuring transient temperature of the medium in power engineering machines and installations [J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29: 3374-3379.
- [9] BROHEZ S, DELVOSALLE C, MARLAIR G. A two-thermocouples probe for radiation corrections of measured temperatures in compartment fires [J]. Fire Safety Journal, 2004, 39: 399-411.
- [10] TASHIRO Y, BIWA T, YAZAKI T. Calibration of a thermocouple for measurement of oscillating temperature [J]. Review of Scientific Instruments, 2005, 76 (12): 124901(1)-124901(5).
- [11] KAR K, SWAIN A, RAINE R. Identification of time-varying time constants of thermocouple sensors and its application to temperature measurement [J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2009, 131(1): 101-116.
- [12] 赵时安, 廖理, 陈勇. 1 700℃ 热校准风洞[J]. 航空计量技术, 2000, 20 (4): 3-6.
- ZHAO SH AN, LIAO L, CHEN Y. 1 700℃ hot wind tunnel [J]. Aviation Metrology and Measurement Technology, 2000, 20 (4): 3-6.
- [13] 李海燕, 赵俭. 温度传感器动态校准研究[J]. 计量技术, 2007, 28 (1): 1-6.
- LI H Y, ZHAO J. The research of dynamic calibration for thermal probe [J]. Metrology and Measurement Technology, 2007, 28 (1): 1-6.
- [14] ASAY B, SON S, DICKSON P, et al. An investigation of the dynamic response of thermocouples in inert and reacting condensed phase energetic materials [J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2005, 30: 199-208.
- [15] 郝晓剑. 瞬态表面高温测量与动态校准技术研究[D]. 太原: 中北大学, 2005.
- HAO X J. Transient high surface temperature measurement and dynamic calibration [D]. Taiyuan: North University of China, 2005.
- [16] BEAN V E, BOWERS W J, HURST W S, et al. Development of a primary standard for the measurement of

dynamic pressure and temperature [J]. Metrologia, 1993, 30:747-750.

- [17] 李进平, 冯珩, 姜宗林, 等. 爆轰驱动激波管缝合激波马赫数计算[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(3): 291-296.

LI J P, FENG H, JIANG Z L, et. al. Numerical computation on the tailored shock Mach numbers for a hydrogen oxygen detonation shock tube [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3):291-296.

作者简介



杨兆欣, 2005 年于中北大学获得学士学位, 2009 年于中北大学获得硕士学位, 2014 年于北京航空航天大学获得博士学位, 现为中国空气动力研究与发展中心设备设计与测试技术研究所工程师, 主要研究方向为气动参数先进测试技术、综合校准技术等。

E-mail: yangzx@cardc.cn

Yang Zhaoxin received his B. Sc. degree and M. Sc. degree both from North University of China in 2005 and in 2009, and received his Ph. D. degree from Beihang University in 2014. He is currently an engineer in the Facility Design and Instrumentation

Institute at China Aerodynamics Research and Development Center. His main research interests include advanced measurement technology of aerodynamic parameters and comprehensive calibration technology, et al.



顾正华(通信作者), 分别在 2003 年和 2006 年于电子科技大学获得学士学位和硕士学位, 现为中国空气动力研究与发展中心设备设计与测试技术研究所副研究员, 主要研究方向为气动参数先进测试技术、模型姿态角测试技术、风洞参数一体化测试技术等。

E-mail: tutu198210@foxmail.com

Gu Zhenghua (Corresponding author) received his B. Sc. degree and M. Sc. from University of Electronic Science and Technology of China in 2003 and 2006 respectively, now he is an associate research fellow in Facility Design and Instrumentation Institute of China Aerodynamics Research and Development Center. His main research interests include advanced measurement technology of aerodynamic parameters, model attitude angle measurement technology and integrated measurement technology for the wind tunnel parameters, et al.