

气动谐振管加热效应初步实验^{*}

梁国柱, 马 彬, 程显辰, 张国舟, 张振鹏

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了有效地应用气动谐振管加热现象的热效应, 以发展液体火箭发动机的气动谐振管点火新技术, 需要获得谐振管热效应的变化规律。实验测量了三种谐振管, 即圆柱型、阶梯型和锥柱型谐振管间的表面加热温度。实验中主要考虑喷嘴与谐振管间的分离距离以及供气压力的变化。所获得的谐振加热特性可用于实际谐振加热装置的设计。

关键词: 谐振管; 气动加热; 液体推进剂火箭发动机; 点火系统

中图分类号: V434.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 01-0052-05

Preliminary experimental investigation on gas dynamic resonance tube heating effect

LIANG Guo-zhu, MA Bin, CHENG Xian-chen, ZHANG Guo-zhou, ZHANG Zhen-peng

(Coll. of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To apply effectively the thermal effects of gas dynamic resonance heating phenomenon, especially to develop new technology of gas dynamic resonance tube ignition for liquid rocket engines, it is necessary to obtain their variation laws. The experimental measurement of surface heating temperatures of three types of resonance tubes, i. e., cylindrical, stepped and cone cylinder shaped tubes were carried out. The separation distance between the nozzle and the resonance tube and the feed pressure of the driving gas were the main considerations. The obtained resonance heating characteristics are useful to the design of real resonance tube igniters.

Key words: Resonance tube; Aerodynamic heating; Liquid propellant rocket engine; Ignition system

1 引 言

谐振管型式的选择与其热效应的有效利用是气动谐振管加热装置设计中的重要问题。国内外所做的实验研究主要针对的是带有连接腔体的某一种具体结构的加热装置, 实验数据比较零散, 得出加热规律的普遍性也较差^[1~5]。在谐振管型式的选择上各国也不一致, 欧美各国几乎都采用圆柱型和阶梯型谐振管, 俄罗斯多用锥柱型谐振管^[6]。因此, 为了更深入地认识喷嘴-谐振管系统的加热特性, 有必要对圆柱型、阶梯型和锥柱型谐振管的加热效应进行更为广泛的实验测量。

喷嘴出口与谐振管进口间距和喷嘴出口直径之

比 G/d 、驱动气体的总压与外界反压之比 p_0/p_b 是谐振管加热装置设计中两个重要的无量纲特征量, 它们对谐振管的加热性能有极为显著的影响^[7], 本文的实验研究取: $G/d = 1.0 \sim 8.0$, $p_0/p_b = 2.0 \sim 16.0$ 。为了尽可能减少外部结构对欠膨胀冲击喷流的影响, 实验中的激励喷流为无约束自由欠膨胀冲击喷流, 即喷嘴与谐振管之间无连接腔体结构, 喷流可自由膨胀到外界反压。驱动气体为空气, 供气总温 $T_0 = 293\text{K}$ 。谐振管材料为不锈钢, 壁厚 1 mm。由于直接测量谐振管内气体参数的瞬时变化比较困难, 特别是高频瞬变温度的测量难度很大, 国外也尚未有瞬变温度可靠的测量数据, 因此本文测量的是谐振管封闭端外壁面加热所得最高平衡温度 T_w/T_0 与 G/d 和 p_0/p_b 以及

* 收稿日期: 2001-02-12; 修订日期: 2001-03-08。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目 (863-2-3-4-7)。

作者简介: 梁国柱 (1966—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为火箭发动机。

时间 t 的关系, 以此表示谐振管的加热特性(宏观特性)。由于金属壁的传热特性和谐振管向外界散热等原因, 测量所得的外壁温度会低于谐振管内气体的实际温度。

2 声速喷嘴-圆柱型谐振管构型

实验所用声速喷嘴-圆柱型谐振管构型如图1所示, 几何尺寸为: $d = 5 \text{ mm}$, $D/d = 1.4$, $L/D \approx 6.43$ 。这是最简单的声速喷嘴-谐振管构型。

测得的平衡温度随 G/d 和 p_0/p_b 变化的曲线如图2所示。可以看出, G/d 值不宜过小, 否则, 就不易

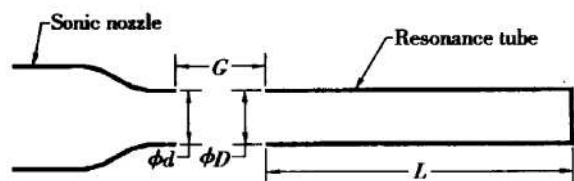


Fig. 1 Configuration of cylindrical tube heating device

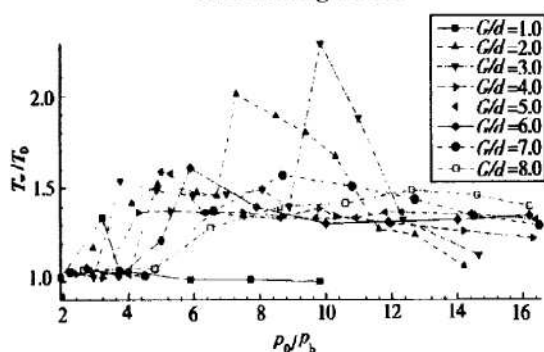


Fig. 2 Equilibrium temperature curves for the cylindrical tube

发生谐振加热了。当 $G/d = 1.0$ 时, 存在一个非常窄的谐振加热压力比范围($p_0/p_b = 2.0 \sim 4.0$), 在 $p_0/p_b = 3.2$ 处存在一个温度峰值点, 对应的 $T_w/T_0 = 1.34$, 显然加热效应不够显著。可以认为一般情况下产生显著热效应的 G/d 值至少应为 1.0, 这主要是由于 $G/d < 1.0$ 时喷流不能获得充分膨胀之故。

从图中还可知道, 给定 G/d 值的情况下, 存在一个产生热效应的压力比的有效范围, p_0/p_b 的下限值至少应为驱动气体的临界压力比, 这是产生声速冲击喷流和显著的谐振热效应所必需的, 可以认为 p_0/p_b 的下限值取 2.0 为宜。除此以外, 在 G/d 和 p_0/p_b 的整个实验范围内, 几乎都存在发生剧烈加热效应的 G/d 和 p_0/p_b 的匹配点。有效的压力比范围是: p_0/p_b

的下限值在 2.0~4.0 之间, 上限值都在 14.0 以上, 随 G/d 的不同而有所不同。

当 $G/d = 2.0$ 和 $G/d = 3.0$ 时, 测得的热效应最为剧烈, 分别在 $p_0/p_b = 7.0$ 和 10.0 附近存在明显的温度峰值, 分别达到驱动气体总温的 2.0 倍和 2.3 倍左右。而其它的温度随压力比的变化曲线都比较平坦, 而且 T_w/T_0 的峰值都保持在 1.5 左右。因此, 保证圆柱型谐振管外壁温度达到来流总温的 1.5 倍以上并不困难。

图3是所测得的典型的温度升高的时间特性曲

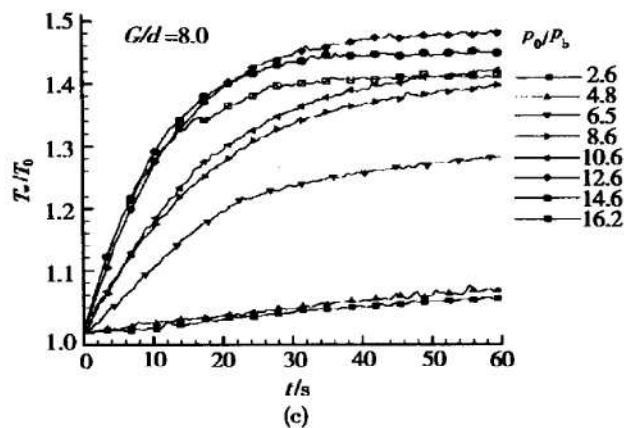
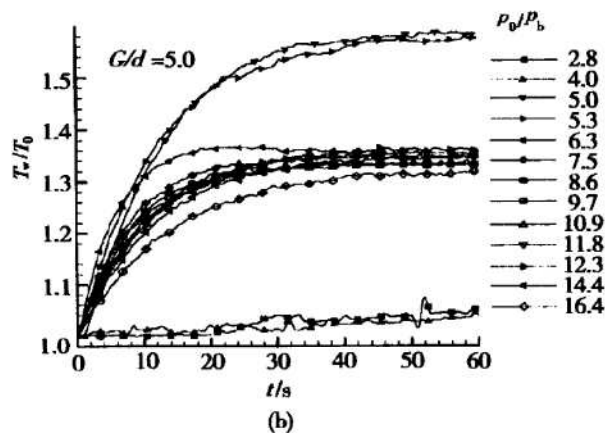
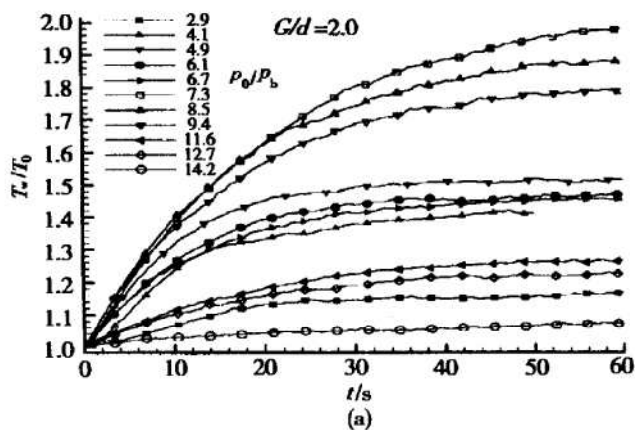


Fig. 3 Typical temperature rising curves for the cylindrical tube

线。可以发现,从启动到接近稳定的平衡温度平均所需的加热时间为 20 s~ 30 s,随 G/d 和 p_0/p_b 的变化无显著差异。其它 G/d 值对应的温度随时间升高的趋势与此类似。

3 声速喷嘴-阶梯型谐振管构型

实验所用声速喷嘴-阶梯型谐振管构型见图 4, 几何尺寸为: $d=5\text{ mm}$, $G/d=1.4$, $L/D\approx 6.43$, $D_2/D=0.57$, $D_1/D\approx 0.29$, $L_1=L_2=L_3$ ($L_1/L=1/3$)。谐振管内型面由三段直径逐渐减小的圆柱管组成。

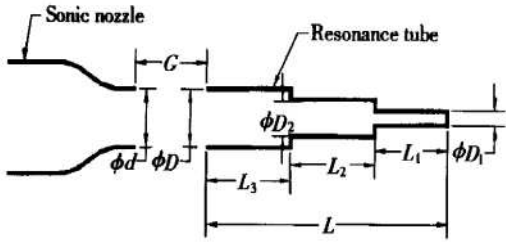


Fig. 4 Configuration of stepped tube heating device

测得的平衡温度随 G/d 和 p_0/p_b 变化的曲线如图 5 所示。可以看出,产生显著热效应的 G/d 值至少应为 1.0, 而压力比 p_0/p_b 的下限值至少应为 2.0。

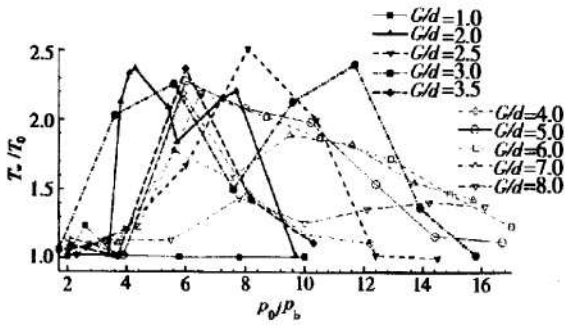
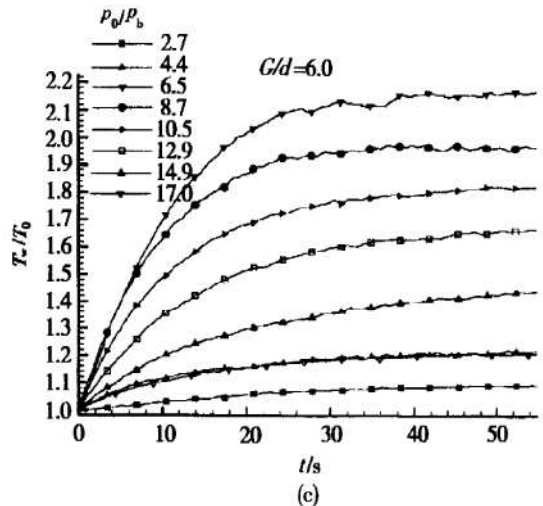
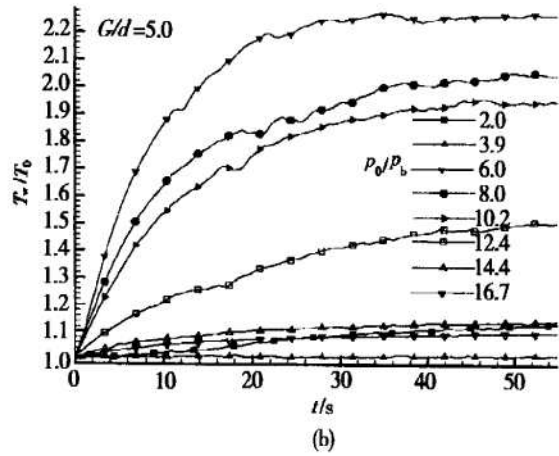
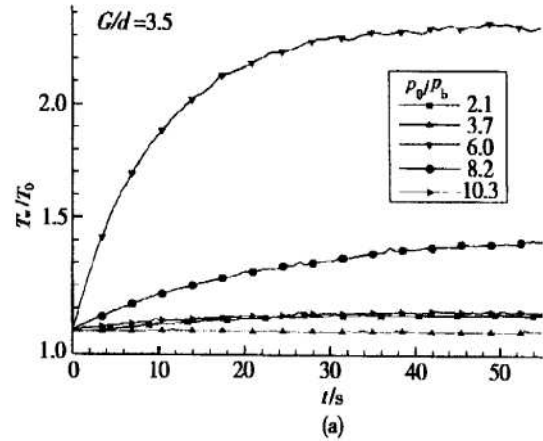


Fig. 5 Equilibrium temperature curves for the stepped tube

不过,需要注意的是,与圆柱型谐振管一样,当 $G/d=1.0$ 时,也存在一个非常窄的谐振加热压力比范围 ($p_0/p_b=2.0\sim 4.0$), 在 $p_0/p_b=2.6$ 处存在一个温度峰值点, 对应的 $T_w/T_0=1.24$, 显然谐振加热效应是不显著的。除此以外,在 G/d 和 p_0/p_b 的整个实验范围内,几乎都存在发生剧烈加热效应的 G/d 和 p_0/p_b 的匹配点。有效的压力比范围是: p_0/p_b 的下限值在 2.0~ 4.0 之间, 上限值都在 10.0 以上, 随 G/d 的不同而有所不同。

与圆柱型谐振管不同, 不同 G/d 值对应的阶梯型谐振管外壁平衡温度随 p_0/p_b 的变化曲线都存在明显的温度峰值, 而且温度峰值 T_w/T_0 大都在 2.0 以上, 最高的可达到 2.5 左右。 $G/d=2.0\sim 3.5$ 时, 加热效应最为剧烈。由此可见, 保证阶梯型谐振管外壁温度达到来流总温的 2 倍以上是比较容易实现的。

图 6 是所测得的典型的温度升高的时间特性曲线。



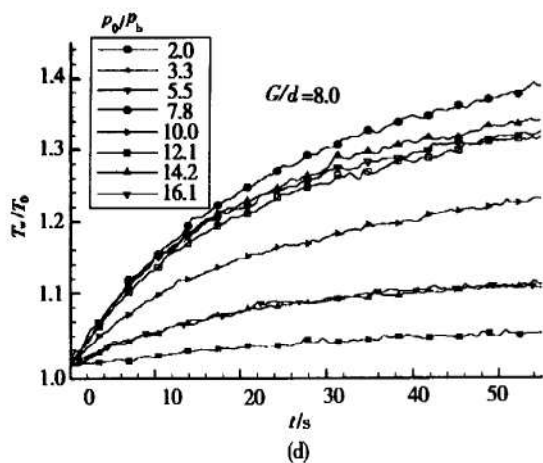


Fig. 6 Typical temperature rising curves for the stepped tube

可以看出,从启动到接近稳定的平衡温度平均所需的加热时间为 20 s~30 s,与圆柱型谐振管相近。其它 G/d 值对应的温度随时间升高的趋势与此类似。

4 声速喷嘴-锥柱型谐振管构型

实验所用声速喷嘴-锥柱型谐振管构型见图 7,几何尺寸为: $d=5\text{ mm}$, $D/d=1.4$, $L/D\approx 6.43$, $L_1/L=1/3$, $D_1/D\approx 0.29$ 。谐振管是由锥型和圆柱型谐振管组合而成,也可认为是阶梯型谐振管的一种改进型式。

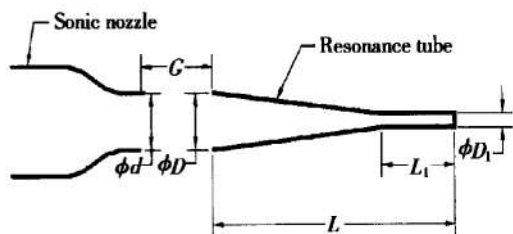


Fig. 7 Configuration of cone-cylindrical tube heating device

测得的平衡温度随 G/d 和 p_0/p_b 变化的曲线如图 8 所示。可以看出,与圆柱型和阶梯型谐振管一样, G/d 值至少应为 1.0,而压力比 p_0/p_b 至少应为 2.0。除此以外,在 G/d 和 p_0/p_b 的整个实验范围内,几乎都存在发生剧烈加热效应的 G/d 和 p_0/p_b 的匹配点,获得可观的温度升高,大大超过圆柱型和阶梯型谐振管。有效的压力比范围是: p_0/p_b 的下限值在 2.0~4.0 之间,上限值超过 10.0,随 G/d 的不同而有所不同。从图中还可知道,随着 G/d 值的增大 ($G/d > 3.0$), p_0/p_b 的有效范围显著变宽,有明显热效应

的 p_0/p_b 值上限值显著增大,可超过 20.0,而其下限值与 G/d 值较小时的值 ($p_0/p_b = 2.0 \sim 4.0$) 几乎没有差别。显然,温度峰值点随 G/d 值的增加而明显右移,而且峰值附近曲线变得越来越平坦,不似 G/d 值较小时那么陡峭。

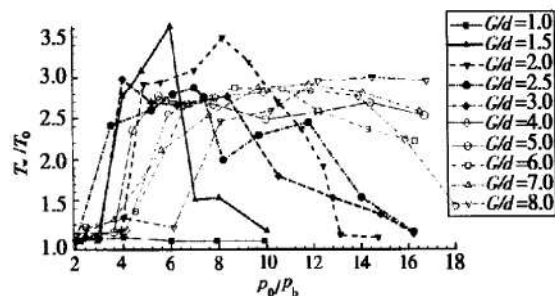
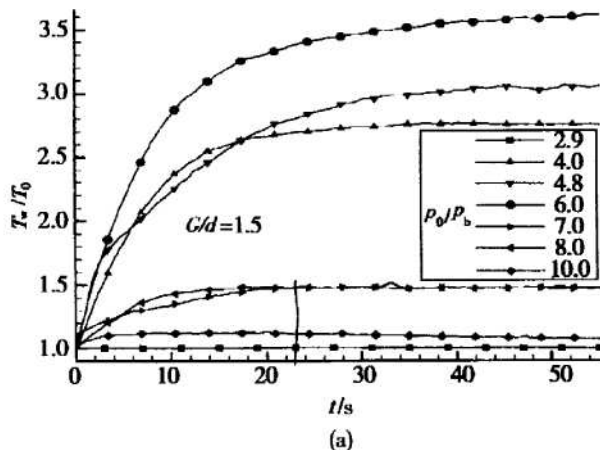


Fig. 8 Equilibrium temperature curves for the cone-cylindrical shaped tube

与阶梯型谐振管相同的是,不同 G/d 值对应的锥柱型谐振管外壁平衡温度随压力的变化曲线都存在明显的温度峰值,而且温度峰值 T_w/T_0 大都在 2.5 以上,最高的可达到 3.6 左右。 G/d 值在 1.5 和 2.0 附近时,加热效果最为显著,可以获得很高的温度。显然,为实现锥柱型谐振管加热至较高温度 ($T_w/T_0 \geq 2.5$) 而对 G/d 和 p_0/p_b 的取值提出的要求并不苛刻。

图 9 是所测得的典型的温度升高的时间历程曲线。可以看出,大多数情况下,从启动到接近稳定的平衡温度平均所需的加热时间在 10 s~15 s 左右,较之圆柱型和阶梯型谐振管来说,缩短加热时间一半以上。其它 G/d 值对应的温度随时间升高的趋势与此类似。可见,锥柱型谐振管能够显著地缩短加热时间,这使之在实用上更具优势,文献[7]中所给出的点火器就采用此类谐振管。



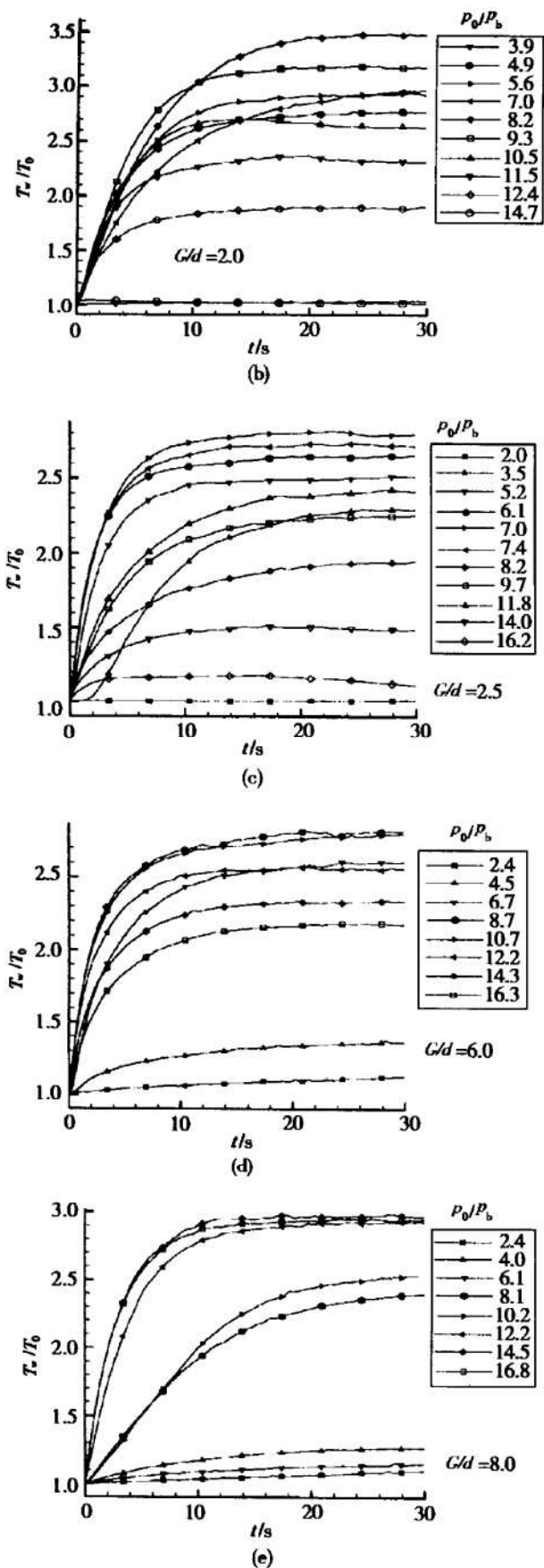


Fig. 9 Typical temperature rising curves for the cone-cylinder shaped tube

5 结 论

圆柱型、阶梯型和锥柱型谐振管均可产生显著的热效应。在其它条件相同时,圆柱型谐振管的热效应最小,锥柱型谐振管的热效应最大,而阶梯型谐振管的热效应介于二者之间。锥柱型谐振管具有最佳的加热特性,通常在 10 s~20 s 内即可获得来流总温 3 倍以上的平衡温度。

产生明显热效应的 G/d 和 p_0/p_b 值分别至少应为 1.0 和 2.0,而且可以在 1.0~8.0 和 2.0~16.0 甚至更大一些的范围内取值。这一特点极大地增加了谐振管加热装置结构设计的灵活性,而且表明低压 ($p_0/p_b \leq 5.0$) 谐振管加热装置的设计是可能的。一般设计中,为使结构紧凑, G/d 值可取在 1.5~3.5 之间,这时可以获得较高的谐振加热温度。

测量得到的以空气为驱动气体的谐振管尾端热表面的宏观加热特性,对于工程上设计谐振管加热装置和研制实际的液体火箭发动机谐振管点火器有一定的参考价值。

由于欠膨胀冲击喷流流场特有的膨胀-压缩相间的激波单元结构的不均匀性和不稳定性,与谐振管内气体的振荡特性之间的相互关系是声速喷嘴-谐振管系统自激振荡加热过程发生和发展的内在原因,因此尚需对流场开展进一步的动态测量和数值模拟研究。

参考文献:

- [1] Phillips B R, Pavli A J. Resonance tube ignition of hydrogen-oxygen mixtures[R]. NASA TN D-6354, 1971.
- [2] Rocketdyne Engineering. Advanced ignition systems final report [R]. NASA N71-35152, 1971.
- [3] Grau J C, Koenig W H. Temperature and pressure fluctuations in a resonance tube[R]. AIAA 80-0863, 1980.
- [4] Rakowsky E L, Corrado A P, Marchese V P. Fluidic explosive initiator[C]. *Proceedings of Sixth Cranfield Fluidics Conference*, Cambridge, England, 1974: 29.
- [5] 梁国柱, 张国舟, 程显辰, 等. 液体火箭发动机气动谐振点火初步研究[J]. 推进技术, 1999, 20(4).
- [6] Kessaev J V. Ignition of non-hypergolic propellants[C]. *Proceedings of the 3rd International Symposium on Space Propulsion*, Beijing, China, 1997.
- [7] 梁国柱, 马 彬, 张国舟, 等. 气动谐振管点火技术研究[J]. 推进技术, 2001, 22(4).