

气动谐振管加热过程气体参数的 测量与分析

安 联, 梁国柱, 童晓艳

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 实验研究了圆柱形、圆锥形和锥柱形三种结构形式的气动谐振加热管, 采用高温高频压力传感器和灵敏度较高的温度传感器直接测量了谐振管加热过程中谐振腔底气体的压力和温度的时间历程。实验结果确认了谐振管加热的主要机理是激波振荡累积加热机制, 而且表明谐振温升与管内气体压力振荡幅值有关, 而谐振管压力振荡幅值与驱动气体压力有关; 结构形式不同的谐振管, 加热特性显著不同。实验结果有助于液体火箭发动机谐振管点火器的实际设计, 而且可以用来检验数值模拟的正确性。

关键词: 航空、航天推进系统; 谐振腔; 激波加热; 液体火箭发动机

中图分类号: O354; V434

文献标识码: A

Measurement and Analysis of Gaseous Parameters for Gas-Dynamic Resonance Tube Heating Process

AN Lian, LIANG Guo-zhu, TONG Xiao-yan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The experimental measurements of gaseous pressure and temperature histories at the end of the resonance cavities of three types of resonance tubes, i. e., cylindrical, cone and cone-cylinder shaped tubes were carried out by employing high frequency heat-resistant pressure transducers and thermocouples. The experimental results confirm that the intense oscillating shock wave accumulating dissipation is surely the major heating mechanism of the resonance tube. The gas in the tube is irreversibly compressed to a high time-averaged temperature over the stagnation temperature of the jet. The results also show that resonance tube heating effects are related to the pressure oscillations in the tubes, whereas the pressure oscillations are related to the pressure of the driving gas, and further, different types of resonance tubes have significantly different heating properties. The results are useful for actual designing of resonance tube igniters of liquid rocket engines and can be used as typical data for verifying correctness of numerical simulation.

Key words: aerospace propulsion system; resonators; shock wave heating;
liquid rocket engine

收稿日期: 2002-06-17; **修订日期:** 2002-09-25

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59906001)

作者简介: 安联(1967-), 男, 内蒙古呼和浩特人, 北京航空航天大学宇航学院硕士生。

1 引言

气动谐振管加热现象被发现以来,国内外对之进行了广泛和深入的研究。人们利用气动谐振管这一简单的装置能够在短时间内产生少量高热气体的特点,设计出用于液体火箭发动机点火系统的气动谐振点火器^[1~3]。气动谐振管结构简单,但其流动过程极为复杂。流场由喷嘴射流与谐振管内流耦合而成,流场内交替出现运动的激波和膨胀波,流动过程呈现出明显的非定常性。因而仅以数值计算的途径很难准确地得出气动谐振管的流场特性和谐振加热的宏观特性,必须进行实验研究,同时也为检验数值计算的正确性提供对比数据。

本文对圆柱形、圆锥形和锥柱形三种结构形式的谐振管进行了实验,测量了谐振腔底气体谐振温升时间历程,与测量谐振管外壁温升^[4]相比,更能反映谐振管的加热特性。同时,为了研究谐振加热机理,还测量了圆柱形谐振腔底振荡压力时间历程。

2 实验系统

2.1 谐振管实验装置

气动谐振管实验装置由实验工装、喷嘴、气动谐振管组成,如图 1 所示。喷嘴为声速喷嘴,入口直径为 $\Phi 10$ mm,出口直径为 $d=5$ mm,收敛半角为 45° ,壁厚为 1 mm。圆柱形谐振管:谐振管 A 谐振腔入口直径 $D=5$ mm,长度 $L=50$ mm;谐振管 B 谐振腔入口直径 $D=5$ mm,长度 $L=100$ mm。圆锥形谐振管:谐振腔入口直径 $D=7$ mm,长度 $L=30$ mm,底孔直径 $D_1=2$ mm。锥柱形谐振管:谐振腔入口直径 $D=7$ mm,长度 $L=50$ mm,底孔直径 $D_1=2$ mm,柱段长度 $L_1=20$ mm。实验工装用于安装喷嘴与谐振管。

2.2 数据采集系统

数据采集系统主要有压力传感器、热电偶、采集卡及数据采集软件组成。由于谐振腔内压力振荡频率极高且谐振腔底气体温度较高,压力传感器采用高频高温压力变送器,其型号为 CYG1145,精度为 0.25%,响应频率为 100 kHz。热电偶采用露头铠装镍铬—镍硅热电偶,热电偶丝直径 $\Phi 0.2$ mm,响应速度快,可以测量 1000°C 之内的温度。实验时,压力变送器与热电偶安装于谐振腔底部,直接测量谐振腔底端气体振荡压力

和温度。采集卡及数据采集软件合成采集频率约为 35 kHz。

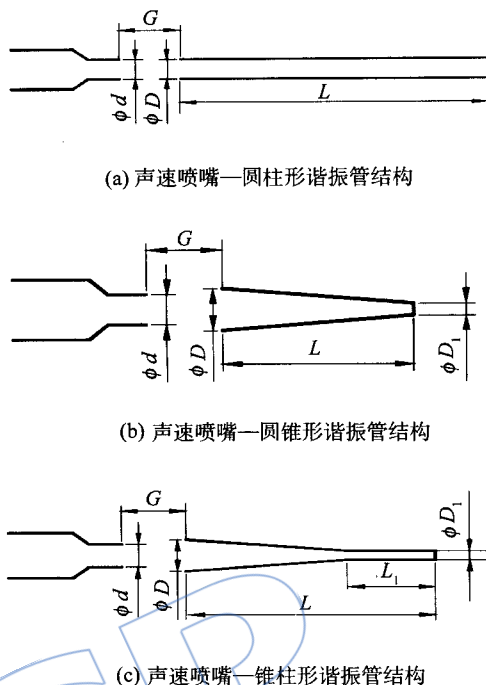


图 1 气动谐振管实验装置示意图

Fig. 1 Configuration of gas-dynamic resonance tube heating devices

3 实验结果及分析

对于上述特定结构的谐振管系统,它的热效应主要和驱动气体种类、喷嘴入口压力 p_0 、滞止温度 T_0 、喷嘴与谐振管间距 G 有关。本文实验的驱动气体均为空气,气体滞止温度均为室温。实验时调整喷嘴入口压力 p_0 和喷嘴与谐振管间距 G ,测量在不同工况下谐振腔底的热效应和压力振荡特性。在此,仅给出典型的实验结果。

3.1 圆柱形谐振管

图 2 为圆柱形谐振管 A 在喷嘴与谐振管间距 $G/d=3$ 时,不同喷嘴入口压力 p_0 下谐振腔底端的温升曲线(图中纵坐标 ΔT 代表谐振腔底气体温度与室温之差),图 3 为对应情况下的压力曲线。图 4 为圆柱形谐振管 B 在喷嘴与谐振管间距 $G/d=2$ 时,不同喷嘴入口压力 p_0 下谐振腔底端的温升曲线,图 5 为对应情况下的压力曲线。

从图中可以看出,圆柱谐振管产生热效应时,谐振腔底端温度上升很快,一般 2 s 就可以达到平衡温度,之后温度上升较为平缓。这一点与测量谐振管外壁温度的实验结果有很大的差别,参考

文献[4]给出的结果是 20 s 达到平衡温度。可见直接测量谐振腔底气体温度更能准确地反映谐振加热的时间特性。

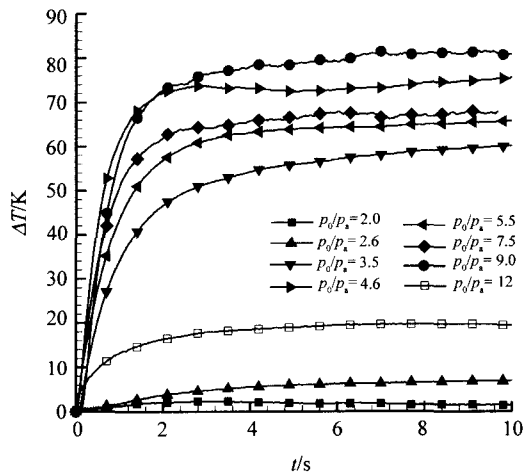


图 2 圆柱形谐振腔 A 底端温升历程

Fig. 2 Temperature risings at the end of the cylindrical resonance cavity A

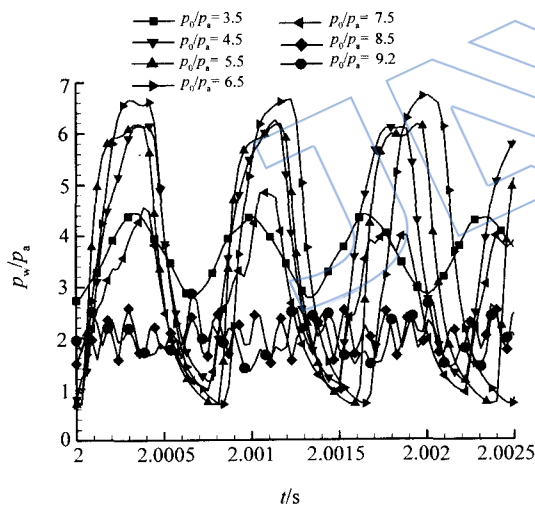


图 3 圆柱形谐振腔 A 底端压力历程

Fig. 3 Pressure oscillations at the end of the cylindrical resonance cavity A

从图中还可以看出,对于固定的 G/d ,能够使圆柱谐振管产生热效应的驱动气体压力存在一个范围,当驱动气体压力过大或过小,均不能使谐振管产生热效应。相应地,当圆柱谐振管产生谐振热效应时,谐振腔底压力曲线为周期性非正弦曲线,其最高压力大于驱动气体滞止压力,最小压力小于环境压力;当驱动气体压力 p_0/p_a 较低时,圆柱谐振管没有产生谐振热效应,此时谐振腔底压力大致是以驱动气体滞止压力为轴的正弦曲线,这

是由于入射气体能量较低,谐振管内气体只是简单压缩波和膨胀波的交替振荡,因而不能将气体温度累积上升;当驱动气体压力 p_0/p_a 较高时,圆柱谐振管也没有产生谐振热效应,此时不论驱动气体压力 p_0/p_a 多大,谐振腔底压力均约为 2 倍环境压力左右的无规则小幅振荡。

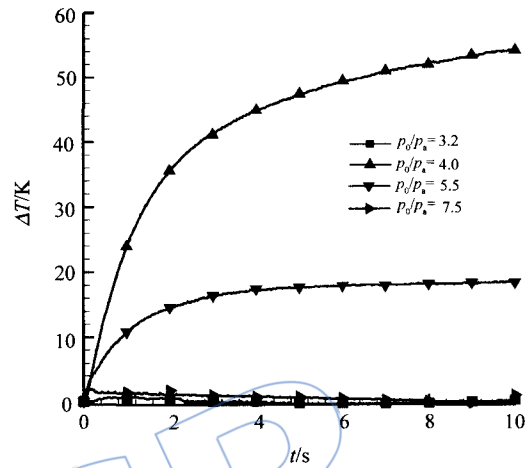


图 4 圆柱形谐振腔 B 底端温升历程

Fig. 4 Temperature risings at the end of the cylindrical resonance cavity B

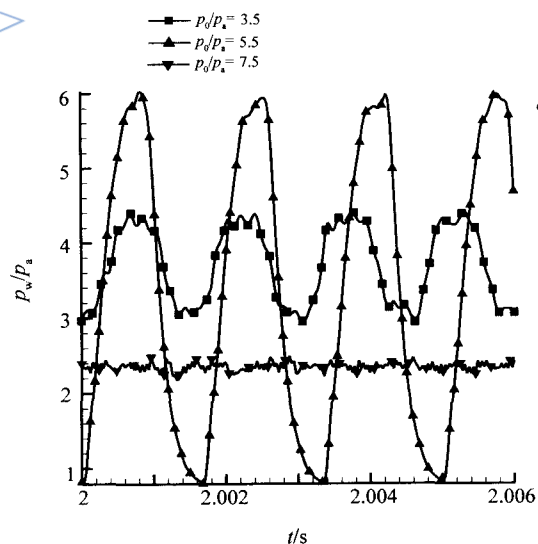


图 5 圆柱形谐振腔 B 底端压力历程

Fig. 5 Pressure oscillations at the end of the cylindrical resonance cavity B

另外,圆柱谐振管产生谐振热效应的强弱,即谐振腔底温升的大小,与谐振腔底压力振荡的幅值是有关系的,压力振荡的幅值越高,谐振腔底温升越高,反之亦然。

图 6 为圆柱形谐振管 A、B 在相同条件下测量得到的谐振腔底压力振荡曲线。可以看出谐振腔底压力上升段非常陡峭,经过一个拐点后压力上升较为平缓,然后很光滑的下降到最低点。此压力波形与数值分析和理论分析^[5~7]较为吻合。这些压力波形图充分表明了谐振管内周期性的大幅振荡流动过程,总的特征是上升段非常陡峭,体现了入射激波和反射激波的作用,而下降段拖尾较长,表征了入射膨胀波和反射膨胀波的作用。

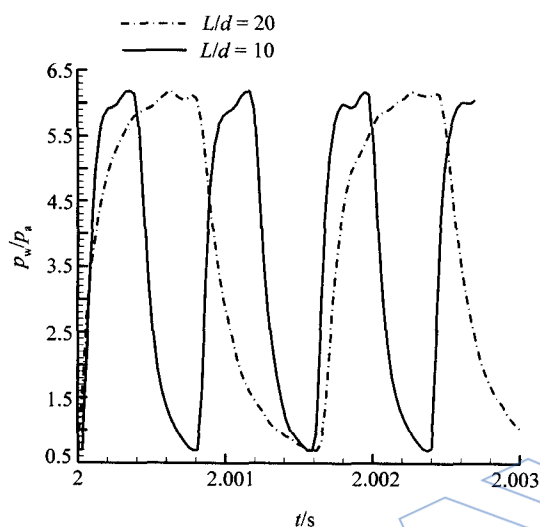


图 6 圆柱形谐振腔 A 和 B 底端的压力振荡比较

($G/d=3.0, p_0/p_a=5.5$)

Fig. 6 Comparison of pressure oscillations at the end of the cylindrical resonance cavity A and B

($G/d=3.0, p_0/p_a=5.5$)

谐振腔底压力最大值高于喷嘴入口压力约 10%,最小值低于环境压力约 5%。谐振管 A ($L/d=10$) 压力振荡的频率约为 1265 Hz,谐振管 B ($L/d=20$) 压力振荡的频率约为 610 Hz,谐振管 B 一个周期正好等于谐振管 A 的 2 个周期。按照公式 $f=c/(4L)$ (c 是气流声速, L 是谐振管长度) 计算的频率谐振管 A 约为 1600 Hz,谐振管 B 约为 800 Hz,与实验结果是较为接近的。

从图 6 还可以看出,当 G/d 、喷嘴入口压力 p_0/p_a 相同时,直径相同的圆柱谐振腔底谐振压力的振幅是基本相同的。

3.2 圆锥形谐振管与锥柱形谐振管

由于圆锥形谐振管和锥柱形谐振管的底端温度很高(可达 500℃ 以上),压力振荡频率也很高(3000 Hz 以上),小端直径又很小,国内还没有厂家能够生产适用的小型高温、高频压力传感器,因

此对这两种谐振管只测量了谐振腔底的温升。

图 7 和图 8 分别为圆锥形和锥柱形谐振管在喷嘴与谐振管间距 $G/d=4$ 时,不同喷嘴入口压力 p_0 下谐振腔底的温升曲线。

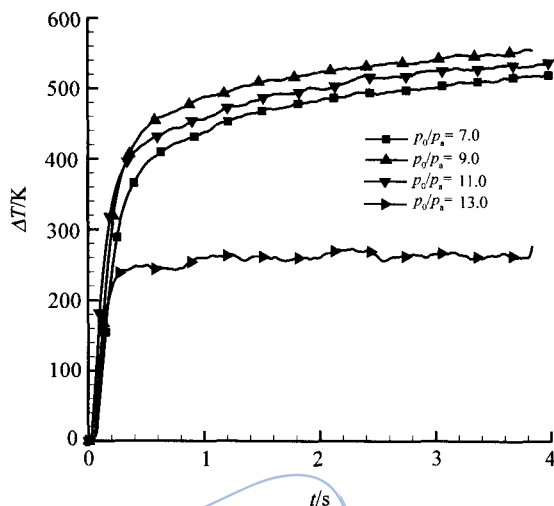


图 7 圆锥形谐振腔底端温升

Fig. 7 Temperature risings at the end of the conical resonance cavity

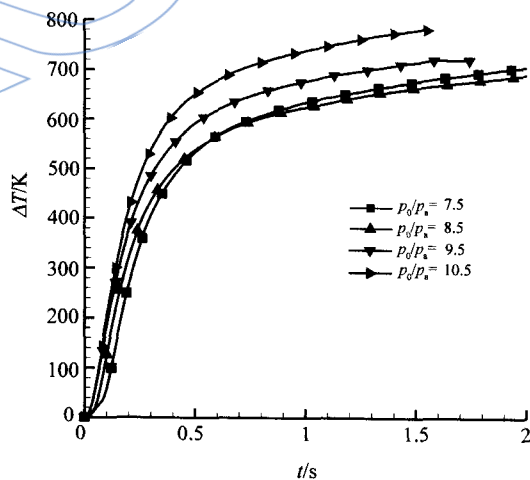


图 8 锥柱形谐振腔底端温升

Fig. 8 Temperature risings at the end of the cone-cylinder shaped resonance cavity

从图中可以看出,锥柱形谐振管谐振温升最高,圆锥形谐振管次之,它们均明显高于圆柱形谐振管,且温升速率也高于圆柱形谐振管,锥柱形谐振管 0.5 s 时达到平衡温度,圆锥形谐振管 1 s 时达到平衡温度,远小于谐振管外壁达到平衡温度所需的 10 s 左右的时间^[4]。这可能是由于谐振管锥角的作用,使激波在径向受到约束,激波在轴向

就会增强,振荡的压力增大,因而谐振腔底气体温升也越高,国外早期的实验研究对此也有所发现^[8]。这一点可以通过测量谐振腔底振荡压力的幅值得到证实,但由于受压力传感器的限制,目前尚无法实现。

对于设计液体火箭发动机的气动谐振点火器,一个很重要的指标是实现推进剂可靠点燃的点火延迟时间要短。这里的实验结果表明采用锥柱形谐振管,利用谐振管内的高热气体直接将推进剂点燃的方案可以大大缩短点火延迟时间至毫秒量级,而目前已有的外表面加热式的气动谐振管点火器是不可能满足这一要求的。

4 结 论

对三种结构形式(圆柱形、圆锥形、锥柱形)的气动谐振管的加热过程,测量获得了谐振腔底的温升特性和圆柱形谐振腔底的压力振荡特性。测得的压力振荡曲线与理论分析是相吻合的,证实了谐振管加热的主要机理是激波振荡累积加热机制,谐振管内的振荡流场是由交替出现的运动激波和膨胀波作用的结果。实验结果显示谐振管的热效应与谐振腔底压力振荡的幅值和频率有关,压力振荡的幅值越大和频率越高,谐振热效应越强。

与测量谐振管外壁温升相比,本文给出的实

验结果更准确地反映出谐振腔温升的时间特性。在应用中,从满足液体发动机点火延迟要求这个角度来看,实验结果对设计实际的谐振管点火器是有益的。

此外,实验结果还可以用来检验数值模拟的正确性。

参考文献:

- [1] Rocketdyne Engineering. Advanced Ignition Systems Final Report[R]. NASA N71-35152, 1971.
- [2] Kessaev J V. Ignition of non-hypergolic Propellants[R]. Proceedings of the 3rd International Symposium on Space Propulsion, Beijing, China, 1997.
- [3] 梁国柱, 马彬, 张国舟, 等. 气动谐振管点火技术研究. 推进技术[J], 2001, 22(4): 286-289.
- [4] 梁国柱, 马彬, 程显辰, 等. 气动谐振管加热效应初步实验. 推进技术[J], 2002, 23(1): 52-56.
- [5] 梁国柱, 张振鹏, 张国舟, 等. 气动谐振管加热机理数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(6): 692-695.
- [6] Grau J C, Koenig W H. Temperature and Pressure Fluctuations in a Resonance Tube[R]. AIAA PAPER No. 80-0863, 1980.
- [7] Thompson P A. Jet-Driven Resonance Tube[J]. AIAA Journal, 1964, 2(7): 1230-1233.
- [8] McAlevy III R F, Pavlak A. Tapered Resonance Tubes; Some Experiments[J]. AIAA Journal, 1970, 8(3): 571-572.