

# 气动谐振管点火技术研究\*

梁国柱, 马彬, 张国舟, 程显辰, 张振鹏

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘要:** 为了发展液体火箭发动机的气动谐振管非电点火新技术, 提出了一种新颖的组合喷嘴混气谐振加热方案, 并介绍了所研制的氦气谐振热表面点火器和同轴氢氧谐振火炬点火器, 给出了气动谐振管点火器工程设计的一般原则和相关参数的选择。

**关键词:** 液体推进剂火箭发动机; 点火; 点火系统; 气动加热

中图分类号: V434.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 04-0286-04

## Investigation on gas dynamic resonance tube ignition method

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

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

**Abstract:** To develop the new technology of gas dynamic resonance tube non electric ignition for liquid rocket engines, a new conceptual scheme of combined nozzle mixing gas resonance heating was proposed. The gaseous helium resonance surface heating igniter and the coaxial gaseous oxygen hydrogen resonance torch igniter were described. And the general engineering design criteria for the resonance tube igniter were proposed.

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

## 1 引言

气动谐振管点火是基于气动谐振管加热现象的一种简单可靠并且快速响应的新型非电点火方式。气动谐振管加热现象是指放置在欠膨胀喷流中的半开口谐振管在一定的条件下会在谐振管尾端出现急剧的加热效应。

气动谐振管点火技术在美国和欧洲都是作为很有潜力的点火技术来研究的。20世纪50年代以来, 美国<sup>[1,2]</sup>和俄罗斯莫斯科航空学院等都就此做了大量的研究工作。值得重视的是, 1994年欧空局(ESA)提出的未来欧洲空间运输研究计划(FESTIP)中就把气动谐振管点火技术列为可重复使用运载工具(RLV)的专项技术加以研究<sup>[3]</sup>。国内最早的研究情况可参见文献[4]。发展至今, 这项技术已经接近实用的阶段。

## 2 两类气动谐振管点火器

气动谐振管点火装置的基本组成是一端封闭的

中空谐振管、激励喷嘴和连接腔体, 如图1所示。广泛研究的实现气动谐振管点火的技术方案主要有表面加热方案、燃料气体和氧化剂气体相向流动方案、燃料气体和氧化剂气体预混流动方案以及热气体抽取方案, 文献[4]对此已有详细的介绍。这些方案的主要区别在于可靠性、结构的复杂性以及点火延迟时间上的不同。具体方案需根据发动机的具体情况而定。

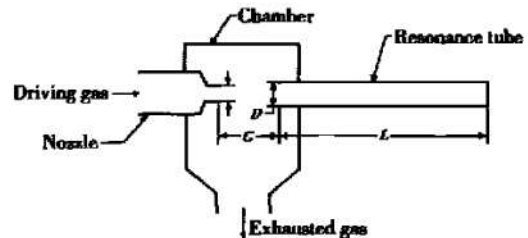


Fig. 1 Basic configuration for a gas dynamic resonance tube heating device

\* 收稿日期: 2000-12-14; 修订日期: 2000-12-29。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。

这里提出一种既安全又响应快速的适用于双组元或多组元谐振管点火的新颖独特的方案构想,即组合喷嘴混气谐振方案。该构想的基本思路是把燃料气体和氧化剂气体通过组合喷嘴分别同时喷出(也可以先后喷出)形成两股(或多股)射流,这两股射流在喷嘴出口与谐振管进口之间的射流区开始进行流动掺混,进入谐振管后,两种气体即进入流动混合谐振阶段,当谐振温度达到混气的燃点时,混气点燃,并在点火器预燃室内保持燃烧形成点火火炬。这种方案中的组合喷嘴可以有各种形式,如把氧化剂喷嘴和燃料喷嘴设计成环形同轴组合双喷嘴,或者设计成由几个按一定规律排列的氧化剂喷嘴和燃料喷嘴组合而成的喷嘴束等等,这里采用的组合喷嘴如图2所示。

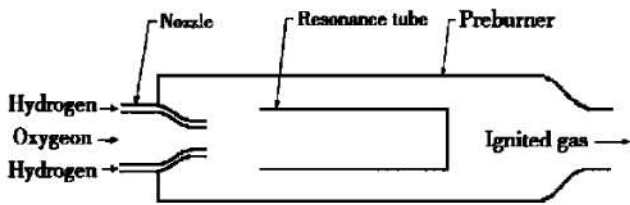


Fig. 2 Co-axial flow scheme for resonance tube ignition

考虑到在液氢液氧发动机上应用的可靠性和实用性,研究认为,表面加热方案可以间接点燃液体发动机火炬点火器中的液氢和液氧。而组合喷嘴混气谐振方案能更好地满足液体发动机的点火要求,由于驱动气体自身谐振加热并点燃形成燃气,因而用这种方案制成的谐振管点火器本身就是一个火炬点火器,可以直接点燃发动机的主推进剂。基于这两种方案研制而成的谐振管点火器分别称为氢气谐振热表面点火器和同轴氢氧谐振火炬点火器。前者喷嘴前的额定压力为1.30 MPa,点火工作温度为1 200 K~1 500 K。常温环境下,谐振管端外壁加热到1 000 °C的名义工作时间为4 s。后者组合喷嘴使氢气和氧气在喷嘴外混合,安全性好。为了更好地保证谐振加热性能,目前设计的点火器的氢氧气体是按照预设的时间间隔依次通入谐振管的。点火延迟时间仅为几十毫秒,供气压力变化范围宽,并可通过改变组元混合比来调整燃气温度。这种点火器在实用上遇到的不利之处主要是需要氢气和氧气两套供气系统。

### 3 气动谐振管点火器工程设计的一般原则

由于气动谐振管加热现象的实质是谐振管内周期性的激波振荡加热,是谐振管外流和内流相互作用

的结果。为此,改变谐振管系统的自激振荡特性和影响流动状态的因素都会影响到谐振管的热效应。气动谐振管加热过程的热效应(主要指最高温度数值和升温过程时间特性两个方面)强烈地依赖于谐振管系统的气动参数和基本的结构参数。根据封闭端外壁面的温度  $T_w$  与供气总温  $T_0$  之比  $T_w/T_0$  的大小及升温时间  $t$  来判定谐振管加热效果和谐振条件以及热效应的变化规律,可用下面的函数形式简单概括(符号见图1)

$$T_w/T_0 = f(\text{谐振管形式, 喷嘴形式, 气体性质, } D/d, L/D, G/d, p_0/p_b, t, \dots)$$

实际上即便是最简单的喷嘴-谐振管布局,与此相关的气体动力学问题都是十分复杂的,因为众多的几何参数和气动参数密切相关。尽管如此,一些表观的规律仍然存在,可以遵循,除了考虑技术方案的选择以外,这里给出如下工程设计的一般原则。

#### 3.1 喷嘴-谐振管加热装置的几何结构与参数

(1) 谐振管内型面的结构形式。目前谐振管加热装置设计中采用的基本结构形式是圆柱形、阶梯形和锥柱形。图3示出了以空气为驱动气体测量得到的这三种谐振管封闭端外壁的典型加热曲线。可见,三者均可产生强烈的热效应,但就加热特性(温度和时间)而言,锥柱形谐振管最好,阶梯形谐振管次之,而圆柱形谐振管较差。

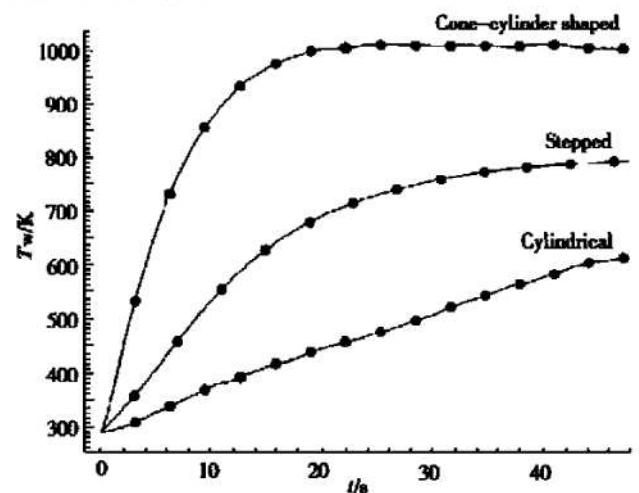


Fig. 3 Typical heating curves for resonance tubes (Stainless steel, wall thickness: 1mm, air)

(2) 喷嘴的结构形式。一般采用收敛形的欠膨胀声速喷嘴,这种喷嘴设计简单,加工容易。欠膨胀声速喷嘴优于欠膨胀超声速喷嘴,主要原因是采用声速喷嘴可以得到大范围的非均匀冲击流场,加宽了谐振加热性能的调节范围,而且可以降低供气压力、缩

小结构尺寸。

(3) 谐振管的长径比  $L/D$ 。第一个注意到气动谐振管热效应的 Sprenger 是在圆柱形谐振管长径比很大 ( $L/D=34$ ) 的情况下才发现这一现象的。致使一些研究者也常常据此选择  $L/D$  值为 34 左右或更大的情况下进行研究<sup>[5~7]</sup>。但这种选择并未得到普遍认同,也有一些研究者采用的圆柱形谐振管的  $L/D$  值小到了 10 以内<sup>[1,8]</sup>,而图 3 采用的  $L/D$  值仅为 6.43。从实用的角度出发,更倾向于选择较小的  $L/D$  值。 $L/D$  值的作用主要影响到谐振管内激波和膨胀波的作用过程,当  $L/D$  值较小时,受到激波压缩的那部分气体难于驻留在谐振管端部接受累积的激波加热而在每次循环之后均有部分加热气体被排除到谐振管外,而且在  $L/D$  值过小时,入流气体量过小,不足以形成足够的出流冲量,最终难以形成强烈的谐振过程;当  $L/D$  值较大时,粘性边界层的作用将占主导地位,这会引激波的严重衰减,以至不能在谐振管端部形成持续的谐振加热,同样难以形成强烈的谐振过程。对于锥柱形和阶梯形谐振管来说,它们的  $L/D$  值可以大大小于圆柱形谐振管,这主要是利用了收敛形谐振管的聚能作用<sup>[9]</sup>,有利于减小加热装置的尺寸。

(4) 谐振管进口与喷嘴出口直径之比  $D/d$ 。喷嘴的直径受驱动气体流量和谐振加热能量的限制,在满足能量大小要求的情况下,选择较小的喷嘴为宜。这不仅可以减小气体消耗量,而且可以缩短谐振管长度,从而缩小谐振管加热装置的尺寸。为了有效利用冲击喷流的能量,  $D/d$  值一般取为 1.0~1.4 左右时可以得到比较好的加热效果<sup>[1,8]</sup>,本文取 1.4。 $D/d$  值过小会造成驱动气体能量的浪费,过大又使喷流不足以填充谐振管,以至不能形成强烈的谐振效果。因此谐振管的最大进口直径  $D$  也就受到了喷嘴直径大小的限制。

(5) 喷嘴出口与谐振管进口间距和喷嘴出口直径之比  $G/d$ 。图 4 给出了  $D/d=1.4$ ,  $L/D=6.43$  的圆柱形谐振管尾端外壁平衡温度的测量结果。可见,  $G/d$  值至少应为 1.0,可以在 1.0~8.0 甚至更大一些的范围内取值,而且都可能产生明显的热效应,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。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。值得注意的是,谐振管与喷嘴之间的连接结构有可能使得  $G/d$  值严重偏离设计值,而且使得产生强烈谐振

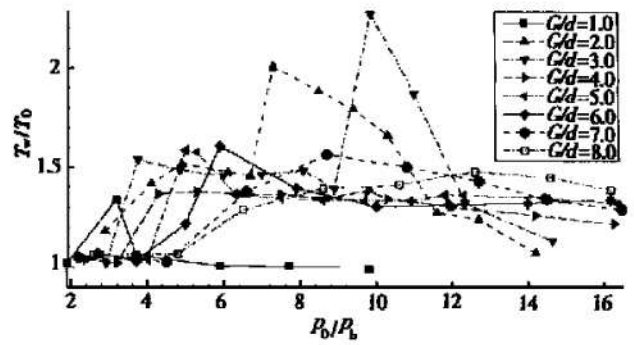


Fig. 4 Equilibrium temperature at the outside wall of the cylindrical tube (stainless steel, wall thickness: 1mm, air)

的  $G/d$  值范围显著变窄。这是由于连接结构干扰欠膨胀冲击喷流流场引起的,应对连接结构进行修正。

(6) 谐振管的材料。谐振管的材料可以采用金属材料或非金属材料。当期望谐振管内气体的谐振温度较高 (1 000 K 以上) 时,谐振管高温端材料的选择就显得非常重要。较好的材料应是低导热率和熔点较高的,导热率低可以阻止向周围环境的传热(当然,对热表面型加热装置,有效表面的材料自然应该是高导热率的)。谐振管内部气体温度的剧烈升高一般在几毫秒~几十毫秒,最多几百毫秒内即可完成,因此谐振管材料还必须能够承受极短时间内温度从室温增加到 1 000 K 以上时产生的热应力。这里考虑到要可靠地实现发动机点火的要求,氦气谐振热表面点火器谐振管的高温端选用了铂铱合金,该合金有极好的高温抗氧化性能,其熔点超过 2 000 K,导热系数大。

### 3.2 喷嘴-谐振管加热装置的气动参数

(1) 驱动气体的性质。理论研究证实,对同一谐振管点火器,不同性质的谐振气体对热效应的影响主要表现在谐振管封闭端区最高温度的不同和谐振加热时间上的差异,而它们的加热规律基本相似<sup>[4,10]</sup>。驱动气体的选择主要依据气体常数和绝热指数。气体常数较大的气体能缩短加热时间,减小气体的消耗量,而绝热指数较大的气体则能提高加热温度。惰性气体氦气具有极好的谐振加热性能,加热温度高、时间短。氢气与其它双原子气体的最高谐振加热温度相近,但其加热时间最短,比氦气还要略短一些。在实际的火箭发动机谐振管点火器的设计中,氦气和氢气通常可作为首选的谐振气体。图 5(a)~(c) 示出了同一点火器试验件采用不同驱动气体时测得的锥

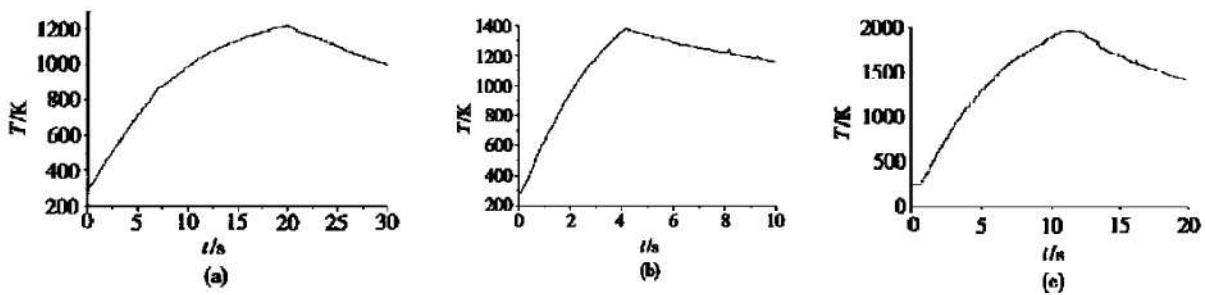


Fig. 5 Curves of temperature vs. time at the outside wall of the tube end (pressure  $p_0 = 1.30\text{MPa}$ , room temperature)

(a) Driving gas: air; (b) Driving gas: hydrogen; (c) Driving gas: helium

柱形谐振管端部(壁厚 2 mm) 外壁面的典型温升曲线(曲线下降段表示已停止供气)。以氦气和氢气为驱动气体时,谐振管端部热表面加热约 4 s~ 5 s 后温度即可达 1 400 K 以上,远高于同样条件下室温空气加热相同时间后测得的热表面温度,而且氦气为驱动气体时测得的热表面最高温度已接近 2 000 K。

(2) 驱动气体的总压与外界反压之比  $p_0/p_b$ 。图 4 所示的压力比范围是  $p_0/p_b = 2.0 \sim 16.0$ , 可见  $p_0/p_b$  的取值范围相当宽,只要  $p_0/p_b \geq 2.0$ , 即只要产生欠膨胀的冲击喷流流场就有可能产生强烈的谐振加热效果,这一特点使得低压( $p_0/p_b \leq 5.0$ ) 谐振管加热装置的设计成为可能。当然,  $p_0/p_b$  的范围与  $G/d$  值有一定的对应关系。应该注意的是,当谐振管与喷嘴之间存在连接腔体结构时,有可能使  $p_0/p_b$  值严重偏离设计值,而且使产生强烈谐振的  $p_0/p_b$  值范围显著变窄,这是由于连接结构干扰欠膨胀冲击喷流流场引起的,这时应对连接结构进行修正。一般而言,连接腔体会使得实际的供气压力  $p_0$  变大,这主要是喷嘴反压提高所造成,这对设计低压谐振管加热装置来说是极为不利的,此时应尽量减小连接腔体对欠膨胀冲击喷流流场的约束。

根据上述原则设计的气动谐振管加热装置还需进行必要的结构和性能匹配试验,并根据试验结果对原设计进行适当的修正,以确保谐振管的加热性能能够满足设计要求。

## 4 结 论

本文提出了一种新颖的气动谐振管点火技术方案,通过对两种气动谐振管点火器试验件的研究表明,气动谐振管点火技术在技术上是先进可靠的,有

望发展成为液体火箭发动机的一种新型实用的非电点火方式。所给出的气动谐振管点火器设计的一般原则,可作为工程设计的参考,但由于喷嘴-谐振管系统内的流动过程是复杂的非定常过程,许多影响参数目前尚无定论,还需作进一步深入的理论和实验研究。

## 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 ] Immich H, Caporicci M. Status of the FESTIP rocket propulsion technology programme[R]. AIAA97-3311.
- [ 4 ] 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): 13~ 16.
- [ 5 ] Shapiro A H. Shock waves and dissipation in a resonance tube[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1959, 26: 684 ~ 685.
- [ 6 ] Thompson P A. Jet-driven resonance tube[J]. AIAA Journal, 1964, 2(7): 1230~ 1233.
- [ 7 ] Grau J C, Koenig W H. Temperature and pressure fluctuations in a resonance tube[R]. AIAA80-0863.
- [ 8 ] Rakowsky E L, Corrado A P, Marchese V P. Fluidic explosive initiator[C]. Proceedings of Sixth Cranfield Fluidics Conference, Cambridge, England, 1974, Paper H4: 29.
- [ 9 ] McAlevy R F, Pavlak A. Tapered resonance tubes: some experiments[J]. AIAA J., 1970, 8(3): 571~ 572.
- [ 10 ] 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.

(编辑:王居信)