

气液同轴式喷嘴自激振荡的试验现象和声学模型及对火箭发动机不稳定燃烧的影响

黄玉辉 周进 胡小平 王振国

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

1997 年 3 月 3 日收到

1997 年 6 月 23 日定稿

摘要 首先简述了气液同轴式喷嘴的试验现象。在一定的工作条件下,同轴式喷嘴会产生啸叫,随气、液喷注压降的连续变化,啸叫会周期地产生和消失。通过对试验现象的分析,又提出了喷嘴啸叫的声学模型:喷嘴的自激振荡是环形通道中气流与液体喷嘴气涡共振的结果。声学模型能很好地解释冷态试验现象。最后,将喷嘴自激振荡的现象与模型和液氢液氧火箭发动机的不稳定燃烧的热试结果进行了比较。声学模型能较好地解释热态试车的主要结论。以同轴式喷嘴为喷注器的液氢液氧火箭发动机的高频不稳定燃烧现象有可能是喷嘴自激振荡引起燃烧室中压力振荡的结果。

PACS 数 43.28

Experiment and acoustic model for the self-oscillation of coaxial swirl injector and its influence to combustion of liquid rocket engine

HUANG Yuhui ZHOU Jin HU Xiaoping WANG Zhenguo

(Dept. of Aerospace Technology National University of Defense Technology Changsha 410073)

Received Mar. 3, 1997

Revised Jun. 23, 1997

Abstract During the experiment of gas/liquid coaxial swirl injector conducted with air and water under atmospheric environment, it is observed that the injector may self-oscillate. The self-oscillation periodically occurs and vanishes with the increasing velocity of the gas flow. Then, a theoretical model is presented based on the experiment investigation. Simulation of the acoustic process has been performed and conclusions consistent with the experiment can be drawn from the theoretical model, which explains the experimental phenomena quite well. At last, the comparison between phenomena of the self-oscillation and some experiments of LRE indicates that some instability phenomena in Oxygen/Hydrogen propellant rocket engine may be the result of self-oscillation in coaxial swirl injectors.

引言

喷注器是液体火箭发动机系统中的关键部件,喷注器的设计质量是燃烧室喷雾燃烧性能的决

定性因素之一。目前气液同轴式喷嘴在国内外各种先进的氢氧发动机和高压补燃发动机上已被广泛采用。美国、日本和前苏联对气液同轴式喷嘴进行了大量的冷态试验^[1,2]和热态试验^[3,4]。但冷态试验研究主要集中在喷嘴的喷雾尺寸分布,喷嘴下游的气液流场分布,对喷嘴内部的动力学过程,流体不稳定现象及其对喷雾燃烧过程的影响缺乏足够的重视。热态试验研究则主要集中在整个燃烧室的性能及燃烧稳定性上,缺乏喷嘴特性对喷雾燃烧过程影响的深入研究。

针对于氢氧发动机,作者已对结构如图1所示的气液同轴离心式喷嘴的动力学过程和声学特性进行了系统的试验研究,表1是本文着重研究的4个缩进比不同的喷嘴的主要结构尺寸,其中 RR 代表缩进比,是液体喷嘴出口缩进的尺寸与喷嘴的出口直径之比, L 代表长度,下标45代表从截面4到截面5,下标15表示截面1到5。初步试验结果已在文献5中发表,本文则对试验结果进行了重新整理,并通过理论分析,建立了喷嘴自激振荡的声学模型,很好地解释了各种冷态试验现象,并且将此模型应用于发动机热态试验结果分析时也能与试验现象较好地符合。

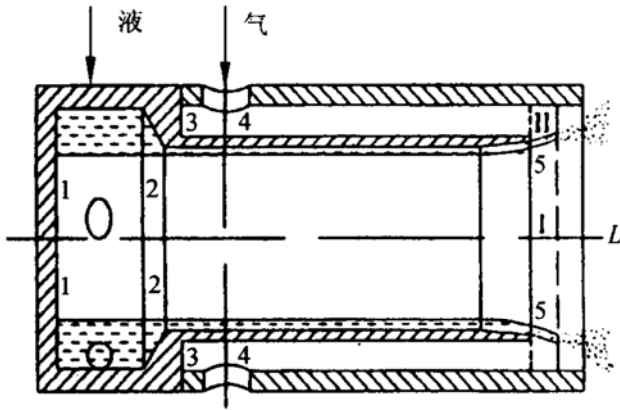


图1 同轴离心式喷嘴结构图,
图中标有5个横截面

表1 实验喷嘴主要结构尺寸

喷嘴编号	L_{15}/mm	L_{45}/mm	RR
1	28.3	7.9	1.35
2	32.7	12.3	0.90
3	37.3	16.9	0.47
4	41.7	21.3	0.0

1 试验现象简述

在对氢氧发动机同轴离心式喷嘴的冷态试验中发现,喷嘴会发出巨大的射流噪声。当喷嘴处于一定的工作条件时,又可以在此噪声背景下听到尖锐的啸叫声,同时伴随着喷嘴出口处液膜的振荡和雾化角、雾化细度以及喷嘴下游流场分布的明显变化。表2列出了啸叫对喷嘴雾化细度的影响,雾化细度是由粒子激光散射系统测出的。在气流速度较低时,啸叫可以显著降低雾化细度。另外,啸叫还使得液体流强分布显著变宽,图2横坐标是喷嘴下游180 mm水平面上的径向位置,纵坐标是液体流强,液体流强是由两相探针技术测出的。喷嘴3的缩进比大,正常情况下其流强分布窄,但在图示状态下由于啸叫,其液体流强分布反而更加宽平。图3是上述4个喷嘴的啸叫区域分布图,其横坐标是液体喷注压降,纵坐标是气体喷注压降。在常反压下,啸叫区域随液体喷注压降的变化趋势较连续缓,而啸叫区域随气体喷注压降的增大则周期地产生和消失。不同缩进比的喷嘴的啸叫区域分布差别很大。将图中的横坐标和纵坐标通过流量换算成液膜的出口速度和环形通道中的气流速度时,上述啸叫区域会被压缩成一条直线,如图4所示,图中线1、2、3、4分别对应图3中的线1、2、3、4,也就是说在啸叫区域内环形通道中的气流速度是保持不变的。这是因为当喷嘴发生啸叫时,虽然继续增大气体喷注压降,但喷嘴出口处液膜振动得更加剧烈,从而使环形通道中的气流速度维持不变。以上现象说明环形通道中的气流速度是喷嘴啸叫的决定性因素。用ND2型精密声级计对喷嘴周围声场的频谱特性进行测量,图5是一张典型的声级折线图。可以看出,在气体喷注压降较低的啸叫区域中啸叫的声压级较低,在气体喷注压降较高的啸叫区域中啸叫的声压级较高,但是同一个喷嘴在不同的啸叫区域内啸叫频率却基本不变,啸叫声的频率基本在2 kHz ~ 8 kHz的范围内。

表 2 喷嘴啸叫对雾化细度的影响

喷嘴编号	∇P_l MPa	∇P_g MPa	啸叫	SMD μm
1	0.1	0.03	不叫	74.4
1	0.1	0.04	叫	56.8
2	0.1	0.02	不叫	77.0
2	0.1	0.03	叫	65.9
3	0.1	0.02	不叫	85.7
3	0.1	0.03	叫	52.2
3	0.1	0.31	叫	24.0
3	0.1	0.32	不叫	23.0
4	0.1	0.12	不叫	43.6
4	0.1	0.13	叫	30.9
4	0.1	0.25	叫	21.6
4	0.1	0.26	不叫	22.3

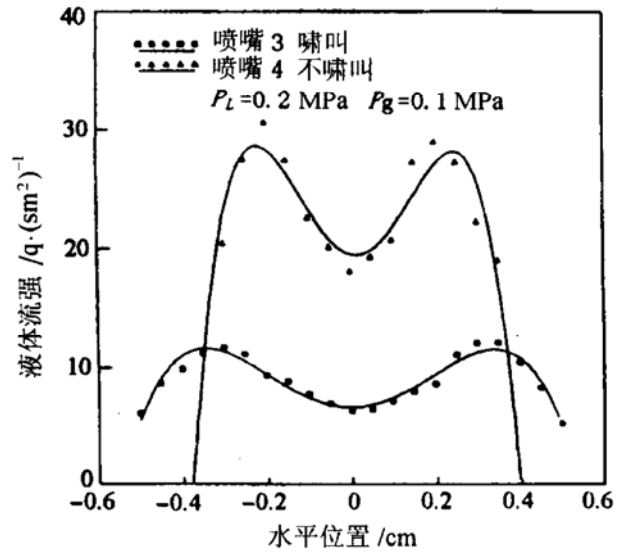
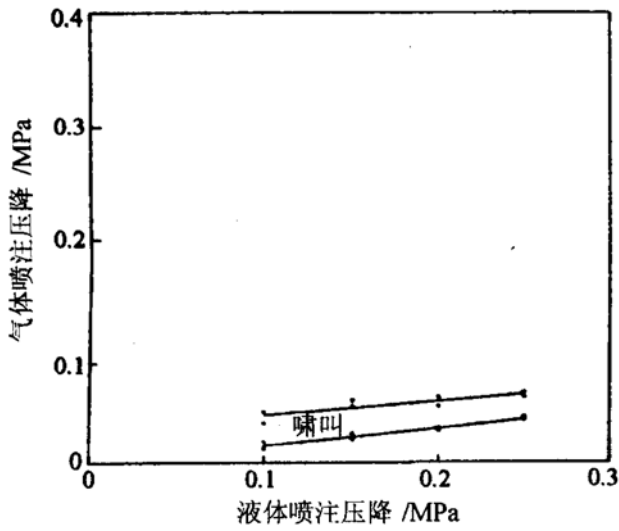
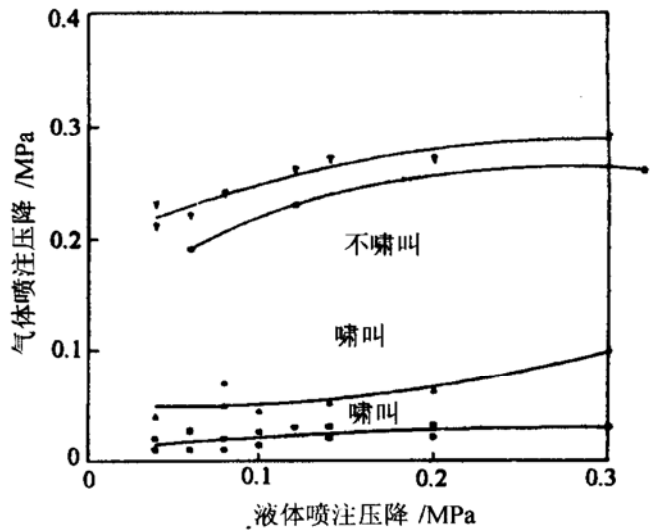


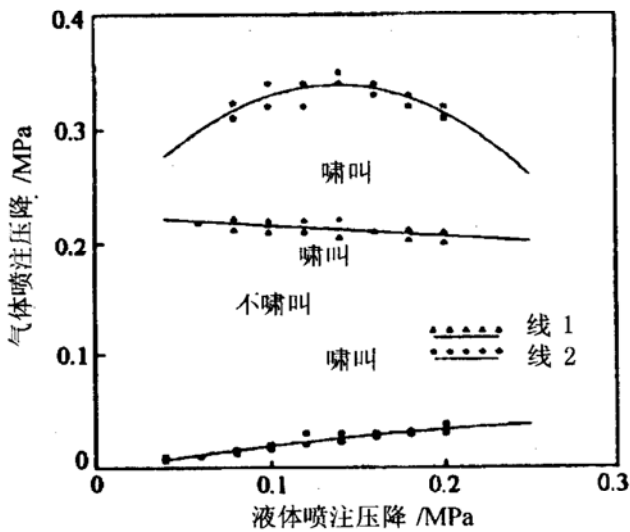
图 2 喷嘴 3、4 在相同状态下啸叫与不啸叫的液体径向流强分布比较



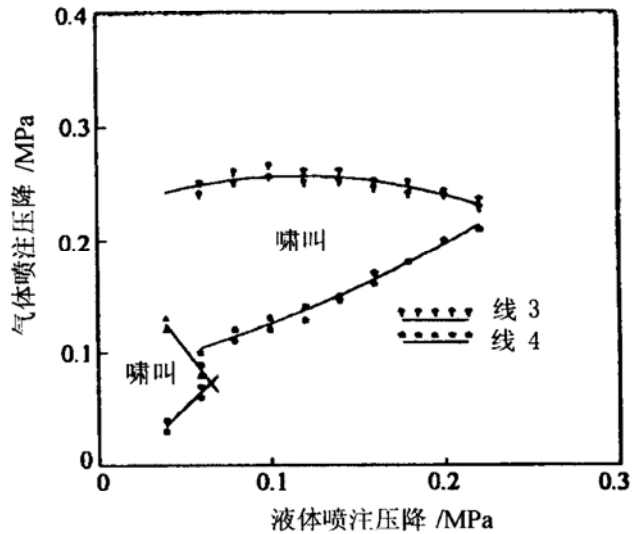
(a) 喷嘴 1



(b) 喷嘴 2

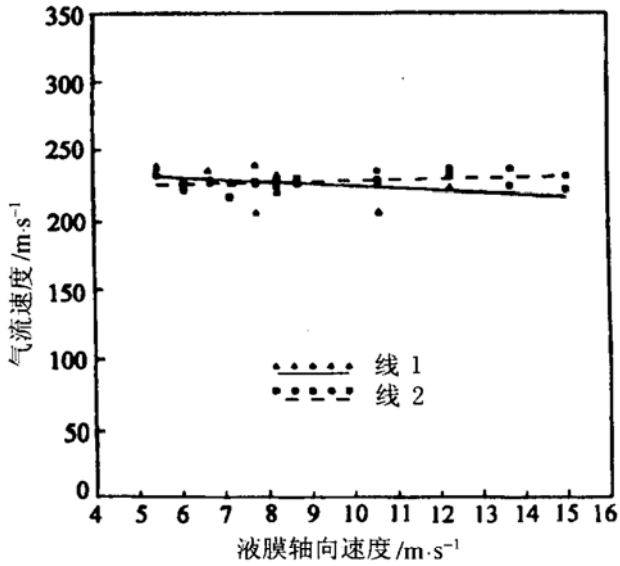


(c) 喷嘴 3

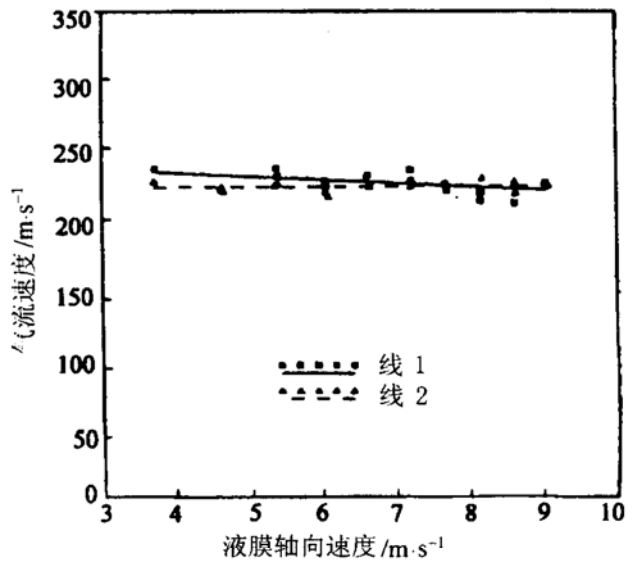


(d) 喷嘴 4

图 3 四个缩进比不同的喷嘴的啸叫区域随气液喷注压降的变化图

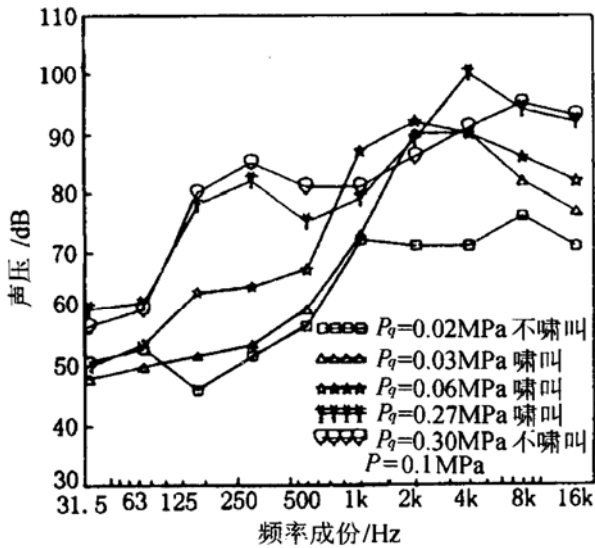


(a) 喷嘴 3

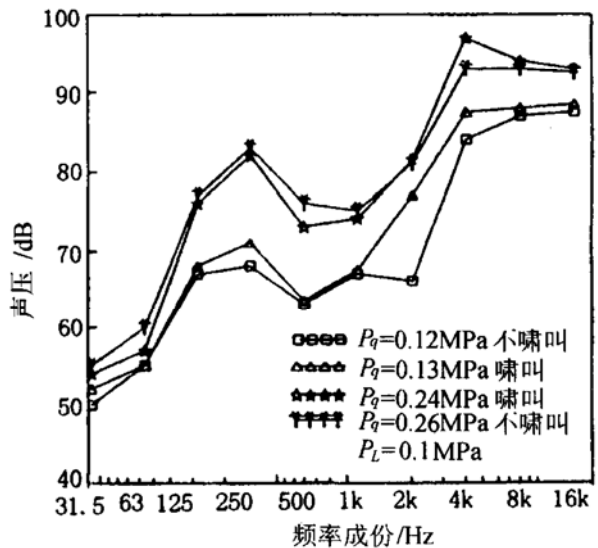


(b) 喷嘴 4

图 4 喷嘴 3、4 喷注压降较高的啸叫区域随气液速度的变化图



(a) 喷嘴 3



(b) 喷嘴 4

图 5 喷嘴工作时的声压级折线图

2 理论分析

因为在冷态试验中没有加入另外的振动能源，所以喷嘴的啸叫是喷嘴内的自激振荡现象。类似于流体声学中对共振哨建立的声学模型，可以认为这种啸叫是共振产生的。产生共振的必要条件是共振子系统之间的脉动压力和脉动位移相匹配。喷嘴内包括固、液、气三种物质状态，不同物质状态之间发生共振的可能性较小。从能量的角度看，最有可能被激发的是气-气子系统之间的共振。所以可以推定喷嘴的自激振荡的机理是：气体环形通道中气流与液体喷嘴的气涡之间产生共振。如图 1 所示，气体介质由喷注头腔径向小孔进入喷嘴环形通道中时要拐过一个锐角，这个锐角处涡的脱落和破碎引起当地压力脉动，脉动以速度 $(c_H + v_H)$ 向下游传播。在喷嘴出口处液体喷嘴的气涡通过液膜与外侧气流相互作用，当上游传来的压力脉动的频率与气涡的固有频率接

近时, 压力脉动将被反射回去, 振幅几乎不变, 只是相位延迟了 180° 。反射波以速度 $(c_H - v_H)$ 向上游传播到环形通道的径向入口处, 又引起涡的脱落和破碎, 这样不断地有脉动能量输入以抵消消耗掉的能量, 最后在气体环形通道和液体喷嘴的气涡中形成驻波。

环形通道中气流的固有频率可以按下式计算^[3]:

$$f_H = \frac{(2n-1)c_H(1-M^2)}{4L_{45}} \quad n = 1, 2, 3 \dots \quad (1a)$$

液体喷嘴中气流的固有频率可以近似按下式计算^[3]:

$$f_o = \frac{(2n-1)c_o}{4L_{15}} \quad n = 1, 2, 3 \dots \quad (1b)$$

c_o 为气涡中气体压力扰动的传播速度。在固壁管道中它等于气体的绝热声速, 但由于气涡中气体柱的周向边界是一层流动的液膜, 这将改变气体柱中的压力扰动的传播速度, 从而改变气流的固有频率, 下面给出气涡中声速的详细推导。

假设液体喷嘴中的液体介质是无粘不可压的理想流体, 气体介质则是无粘的完全弹性气体。并且液体喷嘴的内径相对于声波波长足够小, 所以假定各脉动参数在喷嘴的横截面上是均一的, 即只考虑一维波动。在轴向截面不变的圆柱型离心喷嘴中满足:

液体动量方程:

$$\frac{\partial w_{lx}}{\partial t} + w_{lx} \frac{\partial w_{lx}}{\partial x} = -\frac{1}{\rho_l} \frac{\partial p}{\partial x} \quad (2a)$$

液体连续方程:

$$\frac{\partial s_l}{\partial t} + w_{lx} \frac{\partial s_l}{\partial x} = -s_l \frac{\partial w_{lx}}{\partial x} \quad (2b)$$

气体动量方程:

$$\rho_a \frac{\partial w_{ax}}{\partial t} = -\frac{\partial p}{\partial x} \quad (2c)$$

气体连续方程:

$$\frac{\partial(\rho_a s_a)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_a s_a w_{ax})}{\partial x} = 0 \quad (s_l + s_a = \text{常数}) \quad (2d)$$

绝热过程状态方程:

$$\frac{dp}{d\rho_a} = c_a^2 \quad (2e)$$

将各参数写成平均值和脉动值之和的形式, 代入上述方程消去稳态值, 舍去高阶扰动量, 可得小扰动线性化方程

$$\frac{\partial w'_{lx}}{\partial t} + \tilde{w}_{lx} \frac{\partial w'_{lx}}{\partial x} = -\frac{1}{\rho_l} \frac{\partial p'}{\partial x} \quad (3a)$$

$$\frac{\partial s'_l}{\partial t} + \tilde{w}_{lx} \frac{\partial s'_l}{\partial x} = -\tilde{s}_l \frac{\partial w'_{lx}}{\partial x} \quad (3b)$$

$$\tilde{\rho}_a \frac{\partial w'_{ax}}{\partial t} = -\frac{\partial p'}{\partial x} \quad (\tilde{w}_{ax} = 0) \quad (3c)$$

$$\tilde{\rho}_a \frac{\partial s'_a}{\partial t} + \frac{\tilde{s}_a}{c^2} \frac{\partial p'}{\partial t} = -\tilde{s}_a \tilde{\rho}_a \frac{\partial w'_{ax}}{\partial x} \quad (s'_l + s'_a = 0) \quad (3d)$$

设脉动压力是谐波, 满足方程 $p' = p'_0 \exp[i(\omega t \pm kx)]$, 波向上传播取加号, 反之取减号。代入上述方程可得色散方程

$$-\frac{k^2 \omega \tilde{\rho}_a \tilde{s}_l}{(\omega \pm k \tilde{w}_{lx})^2 \tilde{\rho}_l} + \frac{\omega \tilde{s}_a}{c_a^2} = \frac{k^2 \tilde{s}_a}{\omega} \quad (4a)$$

液体喷嘴中波传播的相速度 $c_0 = \omega/k$, 代入上式得

$$\frac{1}{c_0^2} = \frac{1}{c_a^2} - \frac{\tilde{\rho}_a \tilde{s}_i}{\tilde{\rho}_i \tilde{s}_a} \frac{1}{(c_0 \pm \tilde{w}_{lx})^2} \quad (4b)$$

通常 $\tilde{\rho}_a/\tilde{\rho}_i \ll 1$, 故 $c_0 \approx c_a$ 。但是当液体喷嘴中液体的密度与气涡中气体的密度差别不大时(如液氢液氧发动机燃烧室压力已达到氧的超临界压力时), 由于喷嘴中气柱声速的偏移, 其固有频率将升高。

2 模型验证

上述声学模型能很好地解释冷态试验结果。图 6 为液体喷嘴气涡的固有频率随缩进比的变化图, 试验用喷嘴气涡的一阶固有频率在 2 kHz ~ 4 kHz 左右, 二阶固有频率在 4 kHz ~ 8 kHz 的范围内, 这与用声级计测得的啸叫的频率范围是一致的。由式 (1a) 和式 (1b) 得, 在实验室条件下喷嘴的啸叫区域分布依赖于液体喷嘴长度和气体环形通道长度这两个结构尺寸及环形通道中气流的速度。改变缩进比将同时改变上述两个结构尺寸, 这与不同缩进比的喷嘴的啸叫区域分布差别很大的试验现象相符。图 7 为喷嘴环形通道气流的一阶固有频率与气涡的一、二阶固有频率相等时, 由式 (1a) 和式 (1b) 确定的理论气流速度随缩进比的变化图, 喷嘴 3 和喷嘴 4 产生啸叫时环形通道中的气流速度应为 230 m/s ~ 250 m/s, 这与图 4 所示的试验值是非常符合的。喷嘴在环形通道中气流的低速区的共振是由于其频率与气涡的二阶固有频率相接近, 高速区则与一阶频率相接近。喷嘴 1 的气体环形通道过短, 所以喷嘴 1 没有与气涡一阶固有频率共振的啸叫区域。而喷嘴 4 由于相反的原因不存在与气涡的二阶固有频率共振的啸叫区域。这同时也说明增大缩进比有利于抑制喷嘴的啸叫。

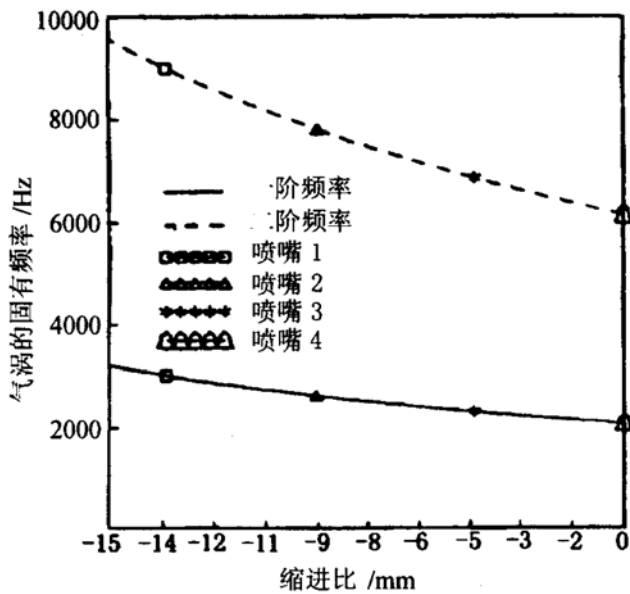


图 6 气涡的固有频率随缩进比的变化图

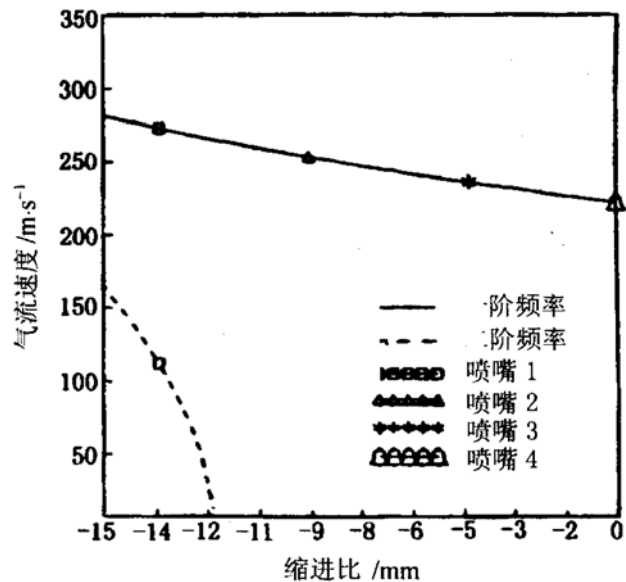


图 7 共振时气流的理论速度随缩进比的变化

至此, 理论模型已经很好地解释了在冷试条件下喷嘴啸叫的试验现象, 气液同轴式喷嘴中两相流动的巧妙组合恰好使喷嘴在一定工作条件下产生啸叫。当然, 正象流体声学是声学中一个难度很大的领域一样, 同轴式喷嘴内的流体声学现象是非常复杂的, 上述理论模型有待于进一步证实。

3 喷嘴自激振荡的现象、模型与发动机不稳定燃烧试验现象的比较

火箭发动机不稳定燃烧一直是发动机研制过程的关键性难题, 不稳定燃烧常常导致其性能下降, 结构破坏甚至发生爆炸。在一定的工作条件下, 喷嘴的啸叫导致喷嘴喷雾特性的变化, 如液膜的振动引起的喷雾细度及喷嘴下游液体流强分布的周期性变化, 也会使燃烧过程周期性地变化。在对以气液同轴式喷嘴为喷注器的发动机的燃烧稳定性所做的热态试验研究中^[3,4], 已发现一些与喷嘴的声学特性有关的不稳定燃烧现象。

文献 [3] 中对以同轴式喷嘴为喷注器的发动机的热态试验发现, 在燃烧室和喷注头腔中能测得压力脉动, 其频率是喷嘴气涡一阶固有频率的 1、3、5... 倍, 这说明压力脉动是与气涡有关的, 而且由式 (1b) 确定的二、三阶固有频率分别是一阶固有频率的三、五倍。文献 4 中对 J2-S 发动机做的热态试验也观察到与氧化剂喷嘴固有频率有关的振幅缓慢变化的不稳定现象, 连续地降低氢温及提高喷嘴氢氧速度比会导致不稳定, 而提高缩进比将有利于稳定性。我们现在来考虑气流的频率与气涡的一阶固有频率相耦合的情况。环形通道的长度通常比气涡的长度短, 其固有频率高, 由 (1a)、(1b) 式知 $n = 1$, 要降低其固有频率可以在其它参数不变的情况下采取如下措施: 降低气体温度 (等效于降低气流的声速); 提高气流的速度; 降低缩进比。

综上所述, 在对同轴式喷嘴为喷注器的发动机进行的热态试验中发现的一些不稳定现象有可能是喷嘴的自激振荡引起的。这种推断如果能被进一步证实的话, 那么将对液体火箭发动机的研制工作有很大帮助。

4 结论

在气液同轴式喷嘴的冷态试验中, 满足一定的工作条件时, 喷嘴内会产生流体不稳定现象, 同时将引起喷嘴的雾化特性及下游流强分布的周期性变化。这种不稳定现象产生的机理是: 喷嘴环形通道中气流的固有频率与液体喷嘴气涡的固有频率相接近时, 两者的压力脉动在喷嘴出口处通过液膜相互作用产生共振。使同轴式喷嘴产生共振的决定性因素是喷嘴环形通道的长度与液体喷嘴的长度之比、气流的速度及气流中的声速。反压过大时, 液体喷嘴气涡的固有频率会发生偏移。当这种机理应用于以同轴式喷嘴为喷注器的发动机的热态试验时, 也能得到与许多试验现象相一致的结论, 对液氢液氧发动机而言降低氢温, 提高氢氧速度比可能导致不稳定, 而提高缩进比将有利于稳定性。也就是说这种喷嘴在冷态时自激振荡机理有可能是以前在大量的发动机热试车中发现的某些不稳定燃烧现象的机理。当然, 上述推断需要进一步证实。

参 考 文 献

- 1 Ghafourian A, Mahalingam S, Dindi H, Daily J W. A review of atomization in liquid rocket engines. AIAA 91-0283, 1991
- 2 HU Xiaoping, ZHOU Jin, WANG Zhengguo, ZHONG Liangsheng. Experimental studies on atomization and flux distributions of gas-liquid coaxial injectors. AIAA 96-3023, 1996
- 3 (俄)A B 安德列耶夫等. 气液喷嘴动力学. 任汉芬, 庄逢辰译. 宇航出版社, 1996
- 4 Vigar Yang William Anderson. Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics. Volume 169, American institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 370L'Enfant promenade, SW, Washington, DC 20024-22518, 1996
- 5 ZHOU Jin, HU Xiaoping, HANG Yuhui, WANG Zhengguo. Flowrate and acoustics characteristics of coaxial swirling injector of hydrogen/oxygen rocket engine. AIAA96-3135