

# 圆柱受限空间内喷雾燃烧振荡特性研究

黎 军 田文栋 魏小林 吴东垠 盛宏至

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

**摘 要** 本文研究了圆柱受限空间内的喷雾火焰燃烧压力振荡的特性。为了更清楚地了解火焰的构造, 首先测量了火焰的温度场。在较大的一次风和二次风变化范围内, 测量了压力的振荡特性。结果表明: 火焰的稳定是由回流区完成的, 在较小的一次风燃料当量比和中等的二次风量时, 振荡最强, 达到 100 Pa 左右的量级。其频率为 200~230 Hz 左右。分析表明燃烧室中的振荡是轴向驻波振荡。

**关键词** 燃烧; 不稳定; 喷雾; 震荡

**中图分类号:** TQ038.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2001)06-0767-04

## INVESTIGATION OF THE CHARACTERISTICS OF THERMAL INSTABILITY IN A CONFINED COMBUSTOR

LI Jun TIAN Wen-Dong WEI Xiao-Lin

WU Dong-Yin SHENG Hong-Zhi

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract** The characteristics of instability in a confined combustor with liquid spray flame were investigated in this paper. The temperature distribution of the flame was obtained by measurements of thermocouple to give the flame structure. Pressure rms maps within the relatively wide ranges of primary and secondary airflow rates were taken. The results show that the spray flame is stabilized by the inner and outer recirculation zones. The highest level of pressure rms in the condition of this paper is about 100 Pa. The frequencies of instability are in the range of 200-230 Hz. This instability is believed to be an axial standing wave oscillation.

**Key words** combustion; instability; spray; oscillation

## 1 前 言

在许多燃烧装置中, 都可能发生燃烧振荡, 如燃气轮机燃烧室、加力燃烧室、火箭发动机燃烧室以及大型锅炉炉膛, 都有燃烧振荡的记录。燃烧振荡起因于燃烧释热率和压力波动的相互影响。瑞利(Rayleigh)<sup>[1]</sup>首先提出了判断燃烧振荡存在与否的标准, 可简单地表述为: 压力与释热率的相位相同时, 燃烧振荡被强化; 相位反相时, 振荡被抑制。以上简称为瑞利准则(Rayleigh Criterion)。Putman 等将瑞利准则表述为更确切的数学表达式。目前常用瑞利指数  $R$ (Rayleigh Index) 来判断燃烧振荡发生与否,

$R$  大于零时, 燃烧振荡将发生并放大; 当  $R$  小于零时, 燃烧振荡将被抑制。

燃烧振荡的发生对实际燃烧室的运行和安全性产生极大的影响。燃烧的振荡会导致燃烧稳定性的下降, 严重时将直接导致熄火, 而熄火的发生对于飞行器来说, 将导致灾难性的结果。燃烧振荡引起的压力脉动将导致燃烧室结构的破坏。同时燃烧振荡还将导致燃烧状况的恶化, 表现之一是污染物排放的增加。根据实际燃烧装置中积累的经验表明: 在高的容积热负荷下和 / 或贫燃料燃烧时, 燃烧振荡的问题尤为突出。为了解决燃烧的振荡问题, 早期的方法是采用被动控制的方法, 近年来开始采用

收稿日期: 2001-02-26; 修订日期: 2001-08-05

基金项目: 中国科学院创新重大资助项目 (No.KG CX2-301); 国家重点基础研究发展规划资助项目 (No.G1999022305); 教委留学归国人员启动基金资助项目 (No. 教外司留 (1999-747); 中国科学院留学归国人员启动基金资助项目

作者简介: 黎 军 (1954-), 男, 四川人, 副研究员, 博士, 主要从事燃烧的研究。

主动控制的方法抑制燃烧振荡。

从另一方面讲,在某些情况下,压力的振荡可以促进燃料与空气的混合,从而改善燃烧状况,增加燃烧的稳定性的<sup>[2]</sup>。

无论是对燃烧的振荡进行控制,还是利用对燃烧的激发改进燃烧的稳定性的,亦或在决定是用主动控制还是用被动控制来抑制燃烧振荡时,都需要对燃烧振荡的特点有充分的了解。由于燃烧振荡的频率较高,而且实验条件极其苛刻,温度很高,往往压力也很高,因而对燃烧振荡的特性及模式等的诊断十分的困难。近年来,随着快速响应的耐温耐压传感器的发展,以及计算机技术的发展,使得燃烧振荡的诊断成为可能,而且使得燃烧振荡的主动控制也成为可能。因而振荡燃烧的诊断和主动控制成为国际燃烧领域的一个重要方向。但目前国内在此领域的工作甚少。针对这种情况,本文对一个接近实际燃气轮机燃烧室尺寸的旋流喷雾燃烧室内的振荡的规律进行了研究。得出了:流动参数以及热负荷等对压力振荡的影响,表明热负荷加大使振荡增强,在一定的空气流量范围内振荡达到最大值,增大和减小空气流量都将导致振荡的减弱;分析了压力振荡的特征,表明压力振荡的基频是燃烧室腔体的纵向振荡;在压力振荡条件下的火焰结构。本文揭示了旋流喷雾燃烧室燃烧不稳定性的一些重要特征,对于研究在有化学反应条件下的流动不稳定性方面,声学振荡与燃烧的相互影响等方面都有重要的参考意义,是进一步开展燃烧振荡的主动控制的基础。

## 2 实验装置

图 1 为实验系统的示意图。一次风和二次风由空压机和储气罐提供,流量由孔板流量计和压差变送器测量,信号由电压表读出,再换算成流量。燃料

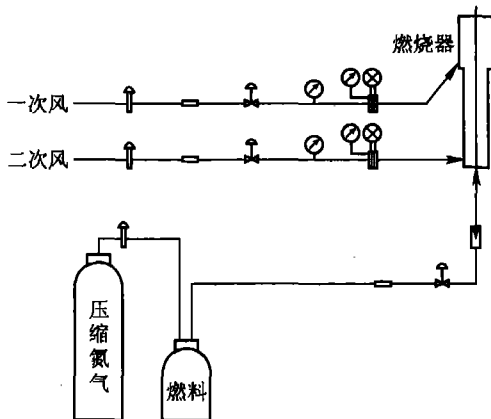


图 1 实验系统示意图

由燃料罐经高压氮气加压至约 10 大气压,流量由转子流量计测量。流量计并经事先标定。

图 2 为实验装置的示意图。燃烧室为一圆柱型的空腔,直径为 0.14 m,长度为 0.6 m。其一端为封闭端,燃料和一、二次风从次端送入;另一端为开放的出口。沿圆柱的轴向和周向布置若干测孔,可测量不同位置的压力和温度值。图 2 同时表示了圆柱封闭端的燃料空气布置情况。燃料喷嘴布置在封闭端的中心,喷嘴外布置环型的二次风口,在出口处安放有 45° 的轴向旋流叶片。喷嘴为特殊设计的小流量喷嘴,其雾化机理是压力雾化和空气内混雾化结合型的。一次风用燃雾化空气,压力约为 1 到 2 个大气压。燃料压力可达 10 个大气压左右。雾化锥角为 60°。燃料喷雾也为旋流,旋转方向与二次风相同。以上的燃料和空气布置方式构成了旋流喷雾火焰。燃烧室为从下向上布置,燃料和空气由下部送入燃烧室,燃烧产物从上部排出。排出的烟气由排风机经排风罩抽出到室外。

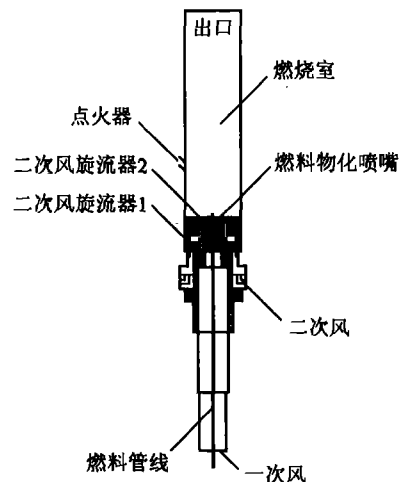


图 2 实验段示意图

实验用燃料为工业酒精,在实验中设定燃料流量在 1.76 和 2.03 g/s。一次风流量范围为: 0.11 ~ 4.5 g/s; 二次风流量范围为: 13.5 ~ 22.5 g/s。压力采用带冷却的快速响应压电晶体传感器测量,传感器响应时间为 10 μs 的量级,所测量的信号经 A/D 转换后由计算机采样并存储, A/D 板的精度为 16 位,采样速度为 10 kHz,可分辨出 5 kHz 的信号。压力传感器安装在圆柱形燃烧室的侧壁上,在燃烧室轴向的中心附近,距离进口端 343 mm,该位置是在喷雾火焰的上端,是释热率较大的位置。温度用普通双铂铑热电偶测量,热电偶的结点裸露,结点的直径约为 0.5 mm。由于热电偶的响应时间较

长, 所测量的温度为平均温度。热电偶的测孔也沿燃烧室的侧壁面布置, 在燃烧室的轴向, 测孔的间距为 25 mm, 从燃烧室的下端到出口都布置了测孔。改变热电偶测孔的位置, 并在测孔内伸缩热电偶, 可测得燃烧室纵截面内的温度分布。在轴向距离大于 400 mm 以后, 径向温度分布非常均匀, 温度测量不再进行。热电势由同一 A/D 板和计算机记录, 然后转换成温度值。

### 3 结果与分析

图 3 是燃料流量在 1.76 g/s, 一次风流量为 2.2 g/s, 二次风流量为 15.8 g/s 条件下测得的燃烧室内的温度分布, 反映了火焰的基本结构。以上燃料和空气流量是根据压力脉动比较强的条件选取的。在燃料喷嘴的出口附近, 燃料喷雾在以喷嘴中心为顶点的圆锥面附近分布。所用燃料(工业乙醇)的常压饱和温度为 70°C 左右, 因此燃料所在的圆锥面的温度相对比较低。而在圆锥面内外部的两个回流区内, 火焰的温度已经达到了较高的水平。因此, 整个燃料喷雾是从内外两方面点燃的。随着向下游流动, 温度在径向逐渐变得均匀。再向下游, 与燃料雾相对应的外部区域的温度反而高于中心回流区的温度, 这是燃料已经充分燃烧的结果。在这个阶段, 燃料燃烧的高温产物向回流区加热, 而回流区将这部分热量带回到燃料喷嘴的进口处, 从而对新鲜燃料和空气进行加热。从对温度场的分析可知: 这是典型的旋流喷雾和回流区火焰稳定的燃烧室。

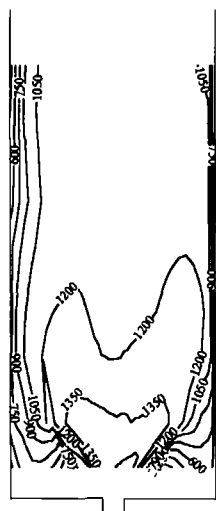


图 3 燃烧室内温度分布

图 4 是燃料流量为 1.76 g/s 时的压力脉动的均方根值随一、二次风变化的分布图。图中的压力脉动

值已经过无量纲化处理, 特征的压力脉动值为在这个燃料量下的最大值 72 Pa。从图中可见, 压力脉动(也就是燃烧振荡)发生在一定的空气流量范围内, 过高和过低的空气量都将导致压力脉动的减弱。但, 可惜的是不能仅仅过分依靠增大或缩小空气量来控制燃烧的振荡。因为空气量的配送是由燃烧效率、燃烧污染物的排放等限定的。即便是采用分期送风的方案, 在火焰根部采用过大和过小的空气量, 虽然可能避免燃烧振荡的产生, 但, 可能增加了另外的燃烧不稳定的因素, 如: 回火、脱火等问题。图 5 是燃料流量在 2.03 g/s 时的压力脉动分布图。其分布的特性与图 4 中的结果是类似的。其中的特征压力脉动值是用在该种条件下的压力脉动最大值, 该特征值与图 4 中的在同一量级上。对比图 4 和图 5, 可知: 实验的有较好的重复性, 而且在实验的范围内燃料流量对压力脉动最大值的影响不是很显著。

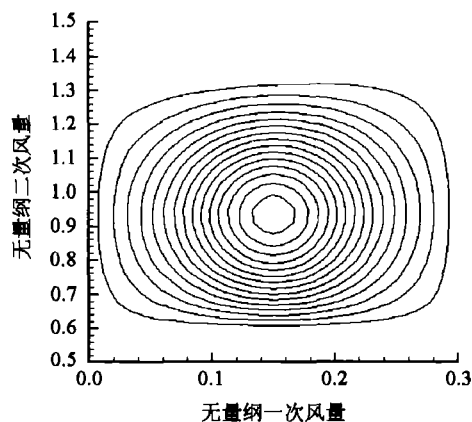


图 4 压力振荡强度分布(燃料量 1.76 g/s)

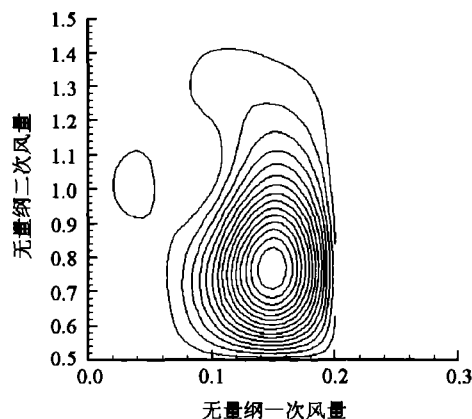


图 5 压力振荡强度分布(燃料量 2.03 g/s)

在实验中, 对所获得的压力脉动值都进行了快速傅立叶分析(FFT)。谱分析结果表明, 随着燃料量和空气流量的变化, 压力脉动的基频是变化的,

但变化的范围比较有限。在实验的范围内,基频在200~230 Hz的范围内变化。图6是一个工况下的压力脉动做的谱分析结果,其基频频率为210 Hz,同时,在420 Hz处,有一较小的二倍频峰值存在。根据声学的基本概念,可以对燃烧室的振荡做进一步的分析。根据声速的定义:

$$a = \sqrt{\gamma \frac{R}{\mu} T} \quad (1)$$

其中  $T$  为燃烧室温度, K; 假设燃烧室内温度均匀,且等于 1000 K;  $R$  为通用气体常数;  $\mu$  为气体摩尔分子量,这里近似用空气的分子量;  $\gamma$  为比热比,这里假设为 1.4, 则可根据空腔轴向声学振荡频率的四分之一波长公式计算出频率:

$$f_{1/4} = \frac{a}{4L} \quad (2)$$

其中  $L$  是燃烧室的轴向长度,计算的  $f_{1/4}$  为 265 Hz, 略大于实验的测量结果。以上计算所用的条件是燃烧室的出口要比较小,而实际的燃烧室的出口比较大。Bracco 的研究表明:实际的轴向驻波的节点是在燃烧室空腔出口的下游,这说明以上的计算会因此产生正的偏差<sup>[3]</sup>,及计算所得的频率偏高,因而实际的轴向频率应该比计算的 265 Hz 要低。Ando 的研究还表明:燃烧室温度的非均匀性会引起计算驻波频率的变化,而且,非均匀性可能会引起

变化是使计算的频率降低<sup>[4]</sup>。

根据以上的近似计算和文献[4,5]的结果,实验测量得的频率应该是在轴向驻波的频率范围内。由于燃烧室空腔的径向或周向尺度比较小,相应的声学振荡频率要高的多,因此实验得到的压力振荡不应该被解释为燃烧激发起的径向或周向振荡。因此认为实验所测量的压力脉动频率是燃烧室内激发出的轴向振荡频率是合理的。

在本实验中发现的燃烧振荡对于燃烧室的燃烧效率、火焰稳定性、设备和运行的安全性、污染物排放特性等均有非常不利的影 响,应当加以控制。因而进一步研究燃烧振荡的控制,特别是主动控制非常有必要。

#### 4 结 论

(1) 在本实验装置的液体燃料圆柱燃烧室中,在一定的流量范围内,可产生中等强度的燃烧振荡,压力的 *rms* 值在 100 Pa 的量级以内。

(2) 在实验范围内空气流量对燃烧振荡的影响明显,而燃料量的影响不敏感。

(3) 燃烧室内的振荡频率的基频在 200~230 Hz 的范围内,它对应于轴向驻波的四分之一波长的频率,表明燃烧室内的振荡是轴向驻波振荡。

(4) 可以检测到二次谐波,但不明显。

(5) 进一步研究对燃烧的振荡控制,特别是主动控制很有必要。

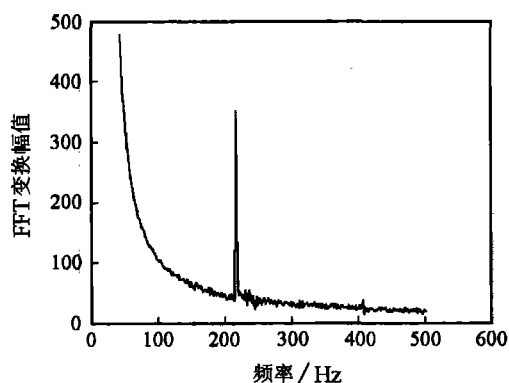


图6 压力脉动频谱

#### 参 考 文 献

- [1] J W S Rayleigh. Theory of Sound. New York: Dover, 1945. 226-235
- [2] J Li, S Acharya. Flame Stabilization through Forcing: Velocity Measurement. In: AIAA. 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada: AIAA, 1998. 98-0644: 1-12
- [3] F V Bracco. Standing Acoustic Waves in a Confined Non-Uniform Gas. Journal of Sound and Vibration, 1975, 41(3): 301-309
- [4] Y Ando. On the Sound Radiation from Semi-Infinite Circular Pipe of Certain Wall Thickness. Acustica, 1969, 22(1): 219-225