

文章编号: 1000-8055(2003)06-0803-05

模型燃烧室低频不稳定燃烧的初步探讨

赵 震, 郭志辉, 黄 勇, 刘 刚

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘要: 对模型燃烧室在贫油预混条件下产生的燃烧不稳定性的特性进行了初步研究。实验研究了当量比、预混气的喷射速度和燃烧室出口面积对不稳定燃烧的频率和幅值的影响。实验结果表明: 在很宽的油气比和速度范围内, 出现了燃烧不稳定现象, 但振荡的主频集中在200~235 Hz之间; 随着预混气喷射速度的增加, 燃烧不稳定发生的频率和幅值都增加; 随着燃烧室出口面积的减小, 不稳定燃烧发生的振荡幅值增加而频率却减小, 表明不稳定模态发生了变化。

关键词: 航空、航天推进系统; 燃烧不稳定; 贫油; 预混燃烧

中图分类号: V 231.2

文献标识码: A

A Preliminary Investigation of Low-Frequency Combustion Instability in a Model Combustor

ZHAO Zhen, GUO Zhihui, HUANG Yong, LIU Gang

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

Abstract: A preliminary investigation of low frequency combustion instability has been conducted in an atmospheric combustion facility. The result indicates that at higher equivalence ratios, typically above 0.6, the combustion process becomes highly unstable, exhibiting large-amplitude pressure oscillations at some frequencies between 200 Hz and 235 Hz. The frequency and amplitude of instability grow with increasing premixed gas injection velocity. The result also shows that the instability mode changes when the exit area of the combustor decreases to some critical value.

Key words: aerospace propulsion system; combustion instability; fuel lean; premix combustion

燃烧不稳定性是燃气轮机燃烧室、加力燃烧室、火箭发动机和工业锅炉等各种燃烧装置普遍存在的问题之一^[1], 新一代的贫燃预混低污染燃烧室更易于发生不稳定燃烧^[2]。因此有关燃烧不稳定性理论和实验的研究一直是国内外研究的重点。国外在这方面作了大量深入的研究, 例如: Ken^[3]等人研究了模型冲压发动机的燃烧不稳定性; Macquisten and Dowling^[4]研究涡扇发动机加

力燃烧室的声学性能, 对气流的混合引发的声学耦合燃烧不稳定进行了研究; Avallin^[5]对固体火箭发动机中流动激发的纵向声波引发的燃烧不稳定进行了研究。

国内对燃烧不稳定性的基础研究作了大量的工作: 季鹤鸣等^[6]研究了某型号发动机加力燃烧室燃烧不稳定性问题; 张屹等^[7]研究了冷态情况下, 涡脱落对燃烧不稳定的影响。国内目前还主要

收稿日期: 2003-02-26; 修订日期: 2003-04-02

基金项目: 国防预研基金资助项目(K12300060702)

作者简介: 赵震(1976-), 男, 成都人, 北京航空航天大学航空发动机气动热力重点实验室硕士生, 主要从事燃烧研究

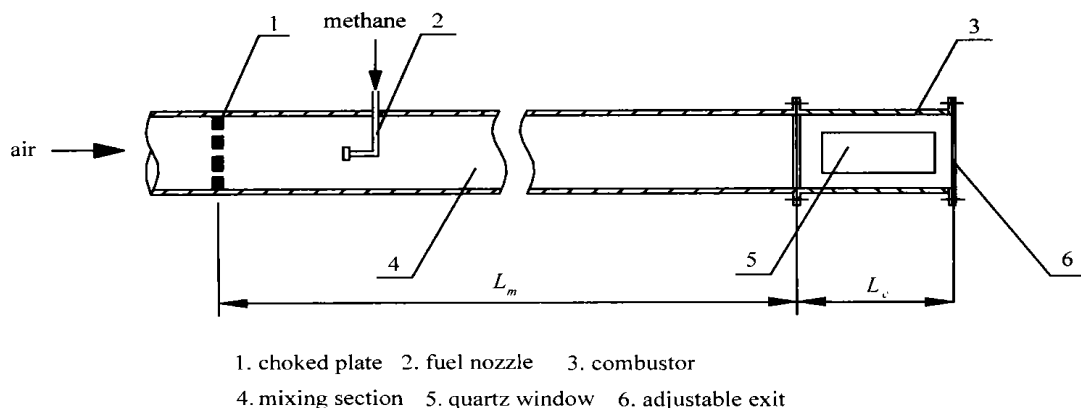


图1 实验装置

Fig 1 Experimental facility

集中在研究液体和固体火箭发动机产生的高频不稳定燃烧问题^[8,9]，对预混燃烧中发生的低频不稳定性的研究还相对较少。本文主要针对小振幅低频燃烧不稳定性的发生规律作了一些探索性研究，初步研究频率和幅值与预混燃气喷射速度、当量比的内在变化关系，此外还研究了燃烧室出口面积对振荡模态的影响，这一点国外研究还相对甚少。大量的实验数据为下一步燃烧不稳定性的理论研究和控制打下了基础。

1 实验设备

1.1 实验台结构

实验是在常压预混燃烧实验台上进行的，实验用气由一台鼓风机(全压9 kPa)提供，空气经一稳压气罐的稳压后进入实验段部分。实验段的结构如图1所示，实验段采用截面为80 mm × 120 mm 方管道，实验段上游为声学隔断，声学隔断在一定程度上防止了声波的上传，保证空气供应系统的稳定。

实验段包括进气段、混合段、模型燃烧室三部分，其中混合段长度和燃烧室长度可以调节，本实验所选择的混合段长度 L_m 是1260 mm，燃烧室长度 L_c 是275 mm。燃烧室的结构如图2所示，火焰的稳定通过燃烧室头部的突扩截面和钝体稳定器的组合实现，稳定器后缘的宽度48 mm，预混气喷口的宽度是5 mm × 2，燃烧室的出口宽度为80 mm，高度 W 可在20, 40, 60 mm 和120 mm (即全开)中调节。

实验燃料气选用瓶装甲烷(纯度≥99.5%)，甲烷在混合段上游用离心喷嘴逆向喷入，达到了较好的掺混效果；同时，喷嘴前燃气的压力达到临

界状态，有效避免了混气压力脉动对燃气喷射速度的影响。

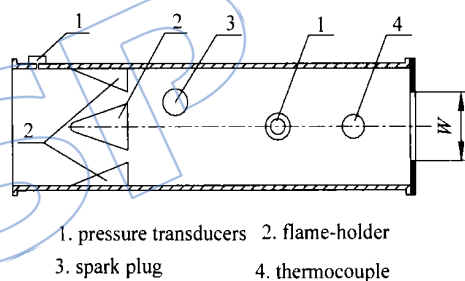


图2 燃烧室结构

Fig 2 Combustor configuration

1.2 数据采集系统

实验中记录的稳态数据有空气和燃气的流量、压力、温度、燃烧室压力、温度。

动态压力的测量由计算机采集，数据采集板选用美国NI公司的PC1M D-16E-4多功能采集板，采集程序是在Labview基础上开发，保证了数据采集系统稳定可靠。脉动压力由两个集成水冷的动态压力传感器(美国PCB 124A 21)测量，动态压力信号经信号适调器(PCB 482A 16)的调理放大后送入数据采集板，实验所用的采集频率是2 kHz。两个传感器分别安装在燃烧室稳定器后缘面前方63 mm 和后方41 mm 处，以测量混合段和燃烧室内的脉动压力。动态压力信号的处理应用快速傅立叶分析(FFT 分析)。

2 燃烧不稳定性实验

2.1 实验工况

实验时大气压力101.3 kPa、温度25°C；燃料

当量比变化范围: 0.53~0.95; 预混气喷射速度变化范围: 19~37 m/s; 燃烧室的出口面积: 20 mm × 80 mm, 40 mm × 80 mm, 60 mm × 80 mm 和 120 mm × 80 mm。

2.2 实验结果与分析

实验燃烧过程中发出了巨大的噪音, 观察到火焰面积发生显著变化。经测量在燃烧室和混合段内出现大幅值压力脉动, 该压力脉动以波形出现, 有明显的高峰低谷, 有固定的周期性(参见图4), 明显区别于正常燃烧过程中出现的小幅值无周期或高频压力脉动, 并且实验具有非常好的重复性。此时我们认为燃烧过程发生了不稳定燃烧, 这与文献[10, 11]一致。

对于该结构模型燃烧室, 在很宽的油气比、预混气喷射速度范围内都有燃烧不稳定模态发生。本文对这种小振幅低频振荡现象作了一个整体研究, 并研究了在混合段长度和燃烧室长度一定的情况下, 预混气流喷射速度、当量比、燃烧室出口面积对燃烧室稳定性特性的影响。

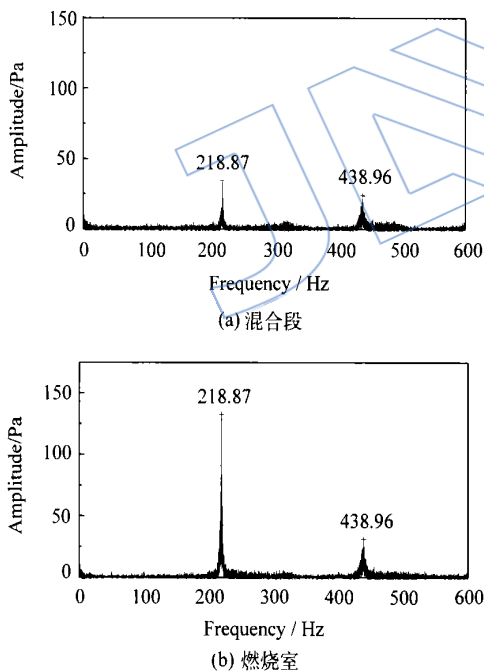


图3 混合段和燃烧室动态压力频谱

Fig. 3 FFT signal for the mixing section and combustor

2.2.1 模型燃烧室的燃烧不稳定性特性

实验中发现, 该模型燃烧室在较低的当量比(即接近贫熄限)时, 燃烧平稳。当量比较高时, 燃烧不稳定非常容易发生, 典型的燃烧不稳定发生

区是当量比在0.6~0.85范围内, 燃烧不稳定振荡的频率在200~235 Hz之间。该振荡远低于实验段和燃烧室的截止频率(由文献[12]可以算出管道截止频率为1429 Hz), 可见这种燃烧不稳定发生时压力振荡波为沿纵向传播的一维平面波。

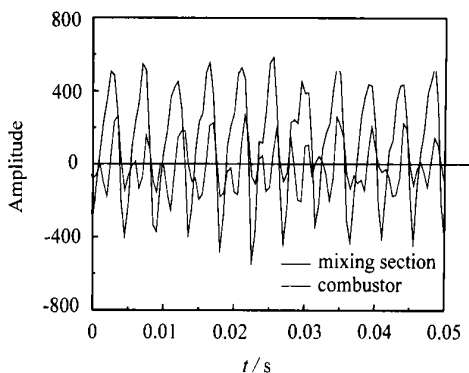


图4 混合段和燃烧室的动态压力时域图

Fig. 4 History of pressure oscillations in the combustor and the mixing section

为说明所发生的燃烧不稳定性模态的特性, 下面选取一典型工况: 预混气喷射速度33 m/s, 当量比0.65, 出口面积120 mm × 80 mm。图3是混合段和燃烧室动态压力的频谱图。由图我们可以看出: 燃烧室压力脉动的主频是219 Hz, 同时也激发了小幅值倍频439 Hz的模态; 混合段压力脉动也表现与燃烧室频率相同的两个模态, 但二者的幅值却很接近。图4是燃烧室和混合段脉动压力的时域分布, 横坐标为振荡稳定后任意取的一个时间段。由图可见二者都具有规则的周期性特点; 但二者的差别也是明显的, 首先是燃烧室的脉动压力幅值约为混合段幅值的2倍, 而且二者相位差是固定的。综合图3、图4可知, 混合段的脉动压力的波形是由振幅接近、频率分别为219 Hz和439 Hz的两个模态波所合成的, 而燃烧室的脉动压力主要取决于主频为219 Hz的模态波。

2.2.2 混气喷射速度对燃烧不稳定模态的影响

在燃烧室出口面积为40 mm × 80 mm、固定当量比分别为0.65和0.74不变的情况下, 混气喷射速度由20 m/s变化到37 m/s时, 燃烧不稳定发生的频率和幅值相应变化关系如图5所示, 横坐标表示燃料预混气喷射速度, 纵坐标分别表示振荡频率和幅值。

图5表明, 随着混气喷射速度的增加, 不稳定燃烧的频率和振幅都有所提高。燃烧不稳定发生

频率虽然与系统固有频率有着密切的关系但并不完全一致。这里我们考虑了温度的影响,当量比一定时,混气速度的提高需要更多的燃气,导致整个燃烧室内的单位体积放热量增加,而通过燃烧室的表面散热损失提高不多,因而整个燃烧室温度随着混气速度的增加而升高(实验测得最大与最小速度时温差约 180°C)。温度的升高引起当地音速的增大,系统固有频率上升。从系统共振角度,我们认为固有频率的增加引起振荡频率的增大,但在此也并不排除是由于涡脱落频率发生了变化^[3],两种因素谁占主导还有待于进一步研究。

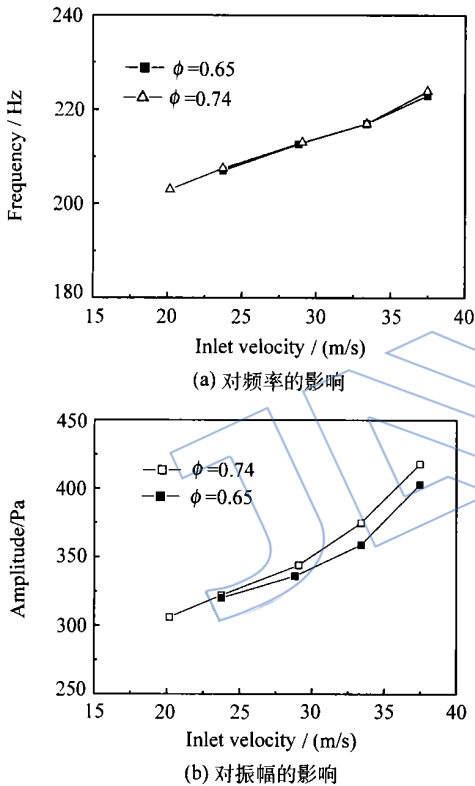


图5 燃气喷射速度对频率和振幅的影响

Fig 5 Effect of inlet velocity on frequency and amplitude

2 2 3 燃烧室出口面积对燃烧不稳定模态的影响

图6给出了当量比为0.65、不同出口面积情况下,不稳定燃烧发生频率随速度的变化规律。从图中可以清楚的看到:对于不同出口面积来说,速度的提高都会使燃烧不稳定的发生频率提高。这与文献^[3]中的结果完全一致。由图可见在燃烧室出口 $20\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时,振荡频率发生了异常,本文

的后面部分对此进行了分析。

燃烧室出口面积是燃烧声学边界条件的重要决定因素,出口的面积变化直接影响整个燃烧室的声学特性。

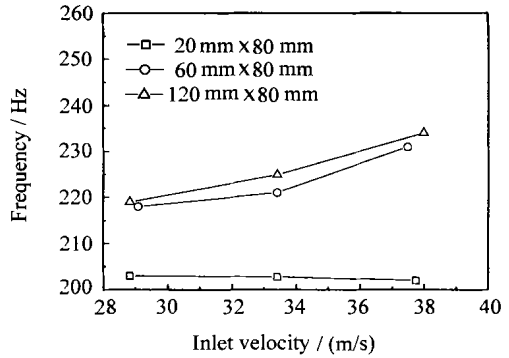


图6 燃烧室出口面积对振幅的影响

Fig 6 Effect of exit area on amplitude of vibration

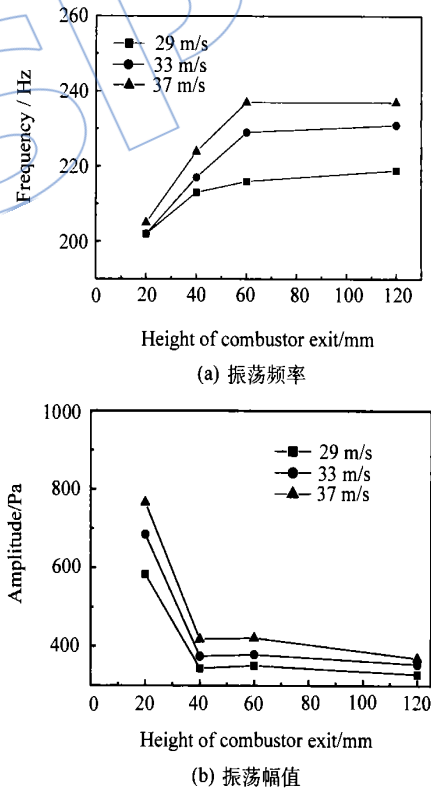


图7 振荡频率和振荡幅值与燃烧室出口面积的关系

Fig 7 Relation of frequency and amplitude with exit area

图7给出了在不同速度下,频率和幅值随出口面积改变的变化规律,由图可以看出:随着出口面积的增加,燃烧不稳定发生的频率是随着出口面积的增加而增大的,而振幅却是随着出口面积的

增加而逐渐减少的。在出口面积 $20\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 情况下, 振幅明显比其他出口面积时要大, 频率相对也要低许多。

图8为出口面积为 $20\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时混合段与模型燃烧室频谱特性图, 出口面积为 $120\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时混合段与燃烧室的频谱特性见图3。可见, 出口 $20\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时, 不稳定燃烧激发了4个频率, 其中最强的模态频率是 202 Hz , 燃烧室与混合段的振幅都比较大。而燃烧室出口为 $120\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时, 只有两不稳定模态频率 219 Hz 和 439 Hz , 前者为振荡主频, 虽然混合段的模态与燃烧室相同, 但振幅很小。

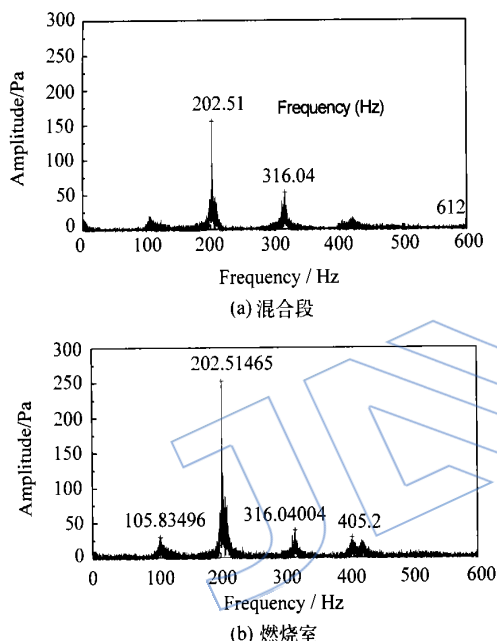


图8 混合段和燃烧室动态压力频谱

Fig 8 FFT signal for mixing section and combustor

显然, 出口面积 $20\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 的不稳定模态是与其他出口面积不同的, 经估算: 出口 $20\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时的声功率反射系数为0.51; 出口 $40\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时声功率反射系数仅为0.25; 出口 $60\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 时的声功率反射系数为0.11。所以我们初步认为出口面积减小所引起声波反射已经激发了混合段的大幅值共振, 此时的共振模态为混合段和模型燃烧室两个腔体的共振, 这解释了图6中的小出口面积时振荡模态的异常原因。

3 结 论

本文对小振幅低频燃烧不稳定性进行了初步的实验研究, 得到了以下结论:

(1) 在很宽的油气比和速度范围内, 出现了燃烧不稳定现象, 但振荡的主频集中在 $200 \sim 235\text{ Hz}$ 之间, 该频率是由系统的结构和燃烧共同决定的。

(2) 在结构一定的情况下预混气喷射速度的提高, 不稳定振荡燃烧频率和振幅都显著增加。

(3) 随着燃烧室出口面积的减小, 振荡的主频也减小, 而振幅却增大。表明由于燃烧室出口边界的声学边界条件发生了变化, 当声反射系数增大时, 燃烧室和混和段的气流脉动振幅趋向接近, 形成共振模式。

参考文献

- [1] Langghorne P J. Rebuzz: an A coustically Coupled Combustion Instability: Part I - Experiment [J]. J. Fluid Mech, 1988, 193: 417- 443
- [2] Dow ling A P. Active Control of Combustion Oscillations[R]. AIAA- 99- 3571
- [3] Ken H yu, Arnaud Trouve, John W Daily. Low -Frequency Pressure Oscillations in a Model Ram jet Combustor [J]. J. Fluid Mech, 1991, 232: 47- 72
- [4] Macquisten M A, Dow ling A P. Combustion Oscillations in a Two- stream Afterburner [J]. Journal of Sound and Vibration, 1995, 188 (4): 545- 560
- [5] Avalon G, Casalis G, Griffond J. Flow Instability and Acoustic Resonance of Channels with Wall Injection [R]. AIAA- 98- 3218
- [6] 季鹤鸣, 张孝先, 刘凤翔, 等. 热阻塞与燃烧不稳定问题的实验研究 [J]. 航空动力学报, 1987, 2 (3): 249- 251.
- [7] 张屹, 赵云, 王家骅. V 型稳定器下游旋涡强制脱落规律初探 (冷态) [A]. 中国航空学会第十届燃烧与传热传质学术讨论会论文集 [C]. 黄山: 1996: 286- 289
- [8] 黄玉辉, 王振国. 火箭发动机高频不稳定非线性分析 [J]. 推进技术, 2000, 21 (5): 9- 11, 15
- [9] 徐温干, 李幼淑. 研究固体火箭发动机不稳定燃烧问题的必要性和工程方法 [J]. 推进技术, 1994, (2): 7- 11
- [10] Poinot T, Bourienne F, Candel S, et al. Suppression of Combustion Instabilities by Active Control [J]. J. Propulsion, 1989, 5 (1): 14- 20
- [11] 赵坚行. 热动力装置的排气污染和噪声 [M]. 北京: 科学出版社, 1995
- [12] 杜功焕, 朱哲民, 龚秀芬. 声学基础 [M]. 南京: 南京大学出版社, 2001