

文章编号:1000-8055(2012)03-0715-06

隔板对燃烧室声学特性的影响

李丹琳, 田 原, 孙纪国

(中国航天科技集团公司 北京航天动力研究所

主推进发动机设计部, 北京 100076)

摘 要: 为了研究液体火箭发动机燃烧室出现的横向一阶切向燃烧不稳定, 通过冷态声学试验和理论算例的计算, 研究了不同参数的隔板装置对一阶切向声学频率及阻尼特性的影响。结果表明: 增加轴向隔板长度和径向隔板数目均会降低一阶切向声学频率, 同时增强声阻尼效果; 喷嘴式隔板产生的声阻尼效果, 比典型直板形状的隔板要好得多。隔板喷嘴最佳间隙在 $0.1 \sim 0.4 \text{ mm}$, 采用最佳隔板喷嘴间隙能够在较短的轴向隔板长度上得到较高的阻尼能力, 从而改善冷却问题。

关 键 词: 声学频率; 阻尼特性; 隔板; 声学试验; 燃烧不稳定性

中图分类号: V434

文献标志码: A

Effects of baffle on combustion acoustic characteristics of liquid rocket engine

LI Dan-lin, TIAN Yuan, SUN Ji-guo

(Main Propulsion Division, Beijing Aerospace Propulsion Institute,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Cold acoustic tests have been performed to elucidate the effect of baffle on the damping characteristics of the first-tangential acoustic mode in a liquid rocket engine. Different kinds of baffle parameters were researched by acoustic tests. The results agree well with the theory typical example and show that when increasing the axial baffle length and the radial baffle number, the acoustic frequency of the first-tangential acoustic mode decreases and the acoustic damping capacity increases. Injector-forming baffles have some advantages over the typical straight baffles in acoustic damping capability; an optimal acoustic damping capacitance has been achieved in $0.1 \sim 0.4 \text{ mm}$; axial baffle length can be reduced by using the optimal baffle gap, providing a possible solution of thermal cooling problems.

Key words: acoustic frequency; damping characteristics; baffle; acoustic test;
combustion instability

高频燃烧不稳定性是液体火箭发动机研制过程中经常遇到的重大技术关键, 它源自发动机燃烧过程与燃烧室声振荡相耦合, 对发动机的危害最为严重, 因此研究燃烧室声学特性是研究高频燃烧不稳定的重要内容^[1]。

隔板对于抑制破坏性较大的横向高频燃烧不稳定效果显著, 在国内液体火箭发动机燃烧室

中得到了广泛的应用。国外研究者开展过隔板燃烧室声学特性方面的理论研究, 以及隔板间隙对声学频率的影响试验^[2-4], 国内主要开展了一些喷雾燃烧方面不稳定特性的研究^[5-11], 樊晓波等人^[12]开展了关于隔板在抑制燃烧不稳定方面的理论研究, 国内在关于隔板抑制燃烧不稳定方面的试验研究少有文献报道。横向一阶切向模态是

收稿日期: 2011-04-13; 修订日期: 2011-10-08

作者简介: 李丹琳(1982—), 女, 湖北松滋人, 工程师, 硕士生, 从事液体火箭发动机燃烧装置的研究。

对液体火箭发动机燃烧室最具有破坏性的模态之一,本文采用试验方法,研究了不同径向隔板数目、隔板轴向高度、隔板喷嘴间隙对液体火箭发动机燃烧室一阶切向声学频率的影响和阻尼效果,通过理论算例的计算及参考文献的对比验证,获得了一种研究燃烧室声学特性的有效方法,研究结果为抑制火箭发动机燃烧不稳定的隔板装置设计提供依据,并为某型氢氧液体火箭发动机燃烧室改进设计提供了重要依据.

1 试验系统与方法

1.1 试验系统

试验系统如图 1 所示,主要包括燃烧室、隔板(见图 2)、信号控制仪、功率放大器、电动扬声器、传声器、传声器电源、数据采集系统.信号控制仪可产生随机或正弦信号,经功率放大器后输入到电动扬声器,扬声器的激励位置根据需要选择,可伸入到燃烧室隔板区内部或外部,当激励一阶切向振型时,尽可能放在燃烧室边区位置即一阶切向振型的波腹处.传声器在燃烧室内的位置可人工调节,感应到的脉动压力信号经传声器电源变换为电信号输入到数据采集系统,数据采集系统可进行时间历程数据的测试与存储及功率谱密度分析.

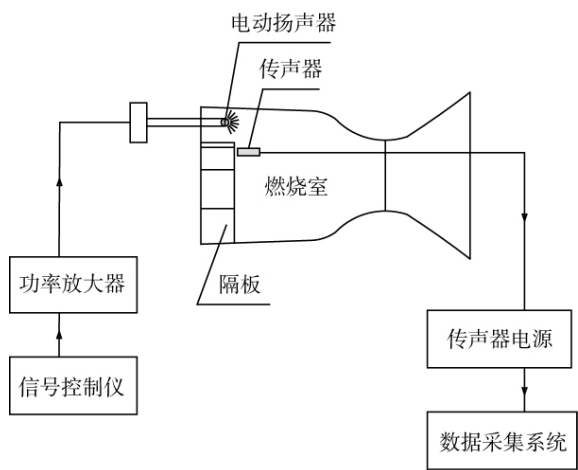


图 1 试验系统图

Fig. 1 Test system

隔板装置状态见表 1. 其中状态 1 为燃烧室不添加隔板的状态,为方便对比研究,状态 2 作为隔板装置的基准状态. 研究内容包括不同径向隔板数目 n 、相对隔板高度 H/D 、隔板喷嘴间隙 ΔL (H 为隔板高度、 D 为燃烧室直径). 图 2 所示隔

板 n 为 3, H/D 为 14.6%, ΔL 为 0.1 mm.

表 1 隔板参数表

Table 1 Paramter of the baffle

状态	n	$(H/D)/\%$	$\Delta L/\text{mm}$
1	0		
2	3	14.6	0
3	5	14.6	0
4	6	14.6	0
5	3	8.7	0
6	3	17.5	0
7	3	20.4	0
8	3	14.6	0.1
9	3	14.6	0.4
10	3	14.6	0
11	3	14.6	0

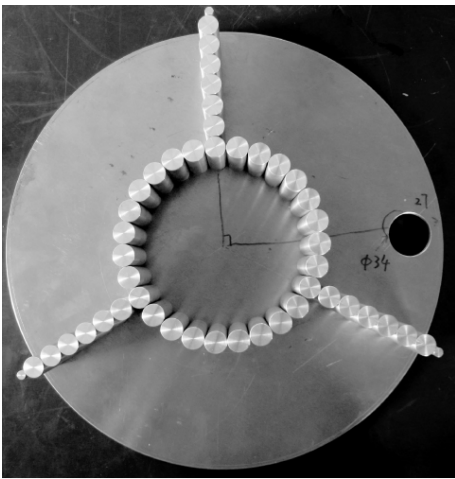


图 2 隔板实物

Fig. 2 Baffle

1.2 试验方法

所有测试均在常温空气条件下进行,试验时燃烧室喉部用堵板堵死,用胶条密闭,以构成声学上的封闭端. 试验步骤如下:

1) 固有频率测量

先由信号控制仪产生随机信号,经功率放大器放大后输入给电动扬声器,在燃烧室中产生声场. 传声器将感应的脉动压力信号实时输入到数据采集系统进行存储,对其功率谱密度进行分频处理后获得燃烧室的固有声振频率.

2) 振型确定

对获得的固有声振频率进行定频测试,即发出单频正弦信号输入到扬声器后,通过测量燃烧室内不同位置上的声压分布确定其振型,匀速变换传声器位置测出的压力波动时间历程曲线可反映出压力振幅的空间分布情况.分别进行了轴、径、切三个方向测试.轴向测试时传声器由燃烧室喷注面板处沿平行于轴线方向移动至喉部;径向测试时在燃烧室内壁一侧沿直径方向移至另一侧,其中包括相互成 90° 的两个方向;切向测试时,从燃烧室内壁某一位置开始,沿周向环绕测试一周.

3) 隔板对振型的阻尼特性研究

阻尼反映振荡的衰减,相同试验条件下,振荡衰减越快,表明阻尼装置的阻尼效果越好.据文献[1]介绍,空腔压力的阻尼遵循以下规律

$$\bar{p}_t = \bar{p}_{\max} e^{-\alpha t} \sin 2\pi f_0 t \quad (1)$$

式中 $\bar{p}_t$ 是任何瞬时 t 的声压幅值, $\bar{p}_{\max}$ 是在切断激励源之前 $t = 0$ 时的幅值,阻尼率 α 可以从 $\ln(\bar{p}_t / \bar{p}_{\max})$ 对时间的关系曲线求得, $\bar{p}_t$ 是在振荡峰值下量出的.

以一阶切向振型为例,试验时,激励功率保持恒定,将扬声器的输入信号调节到一阶切向振型对应的谐振频率值,放在波腹的位置(通过振型试验确定),激励源信号发出稳定后瞬间切断信号,采集燃烧室内自信号产生到信号切断且信号衰减特征稳定后的振荡衰减时域图.为方便对比分析,按公式(1),取

$$\bar{p}_t = \bar{p}_{\max} e^{-1} \quad (2)$$

即 $\bar{p}_t$ 衰减至 $\bar{p}_{\max}$ 的 36.8%,衰减特征稳定,对比各隔板状态下的一阶切向振型振荡衰减时间.

2 算例计算与试验方法验证

首先对不添加隔板装置的燃烧室进行测试,确定了燃烧室的一阶切向声学频率及振型分布,见图 3,一阶切向沿切向测试的压力波动时间历程曲线符合文献[1]中介绍的一阶切向谐振标准振型,此外采用 ANSYS 有限元方法针对燃烧室不添加隔板状态的固有 1T(一阶切向)声振频率进行理论计算,理论与试验吻合较好,误差在 1% 以内,理论计算一阶切向振型分布云图见图 4,中心处为声压波节,边缘区为波腹.试验结果与理论计算的对比见表 2.验证了试验方法的有效性.

根据试验结果,获得燃烧室内一阶切向频率为 628 Hz,信号发生器在燃烧室内产生 628 Hz 的

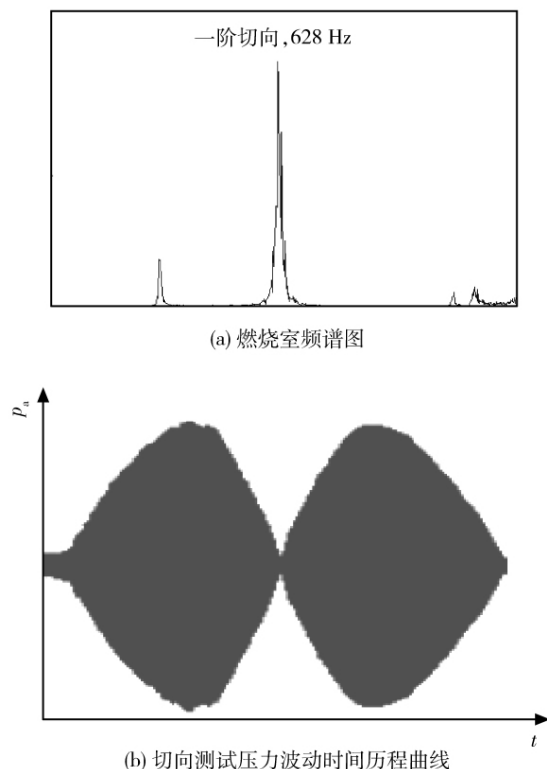


图 3 不带隔板的燃烧室声学特性

Fig. 3 Combustion acoustic characteristics with no baffle

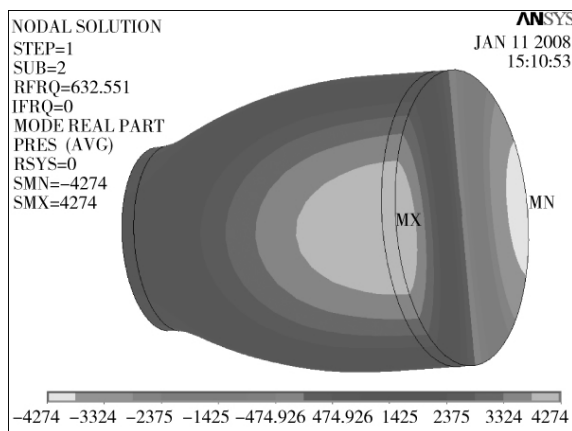


图 4 理论计算一阶切向振型分布云图

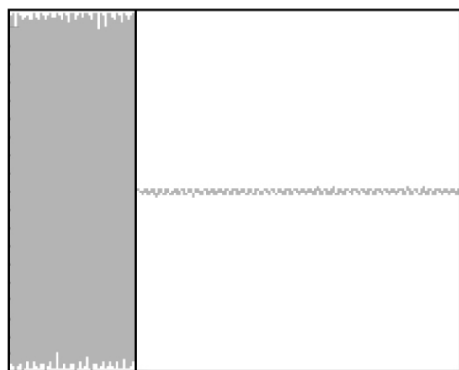
Fig. 4 Theory calculation for the first-tangential acoustic mode

表 2 一阶切向频率试验值与理论值对比

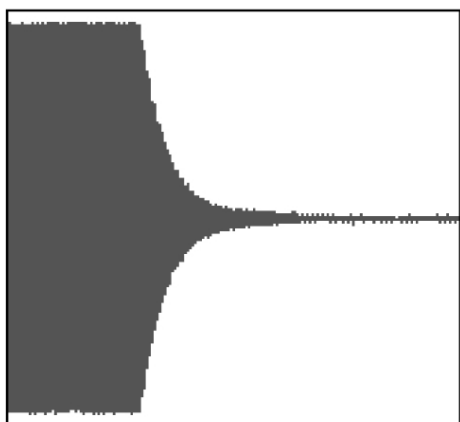
Table 2 Comparison of experiment and theory for the first-tangential acoustic mode frequency

	试验值/Hz	理论值/Hz	误差/%
状态 1	628	632	0.6

正弦信号,稳定后瞬间切断信号,见图 5(a).采集燃烧室内自信号产生到信号切断后 60 s 期间的振荡衰减时域图,如图 5(b).经计算,当 $t = 88 \text{ ms}$ 时, $\bar{p}_t$ 衰减到 $\bar{p}_{\max}$ 的 10^{-1} .其他隔板状态的一阶切向振荡衰减过程不再赘述.



(a) 激励源



(b) 声压响应时域衰减图

图 5 阻尼衰减特性

Fig. 5 Damping characteristics

3 试验结果与分析

在其他条件不变的前提下,单独改变 n , H/D , ΔL 各参数,研究对燃烧室一阶切向频率及阻尼衰减时间的影响,试验结果见图 6~图 8.

由图 6 和图 7,横向一阶切向模态的声学路径随着轴向隔板长度 H/D 及径向隔板数目 n 的增加均会增加,其共振频率会降低,声学响应特性会随着变宽,同时声阻尼效果增强.隔板高度越高,对燃烧室一阶切向频率的阻尼效果越好,当 n 从 3 变到 6 时,可使燃烧室一阶切向频率降低 1.2%,阻尼效果提高 21.3%;当 H/D 从 8.7%

变到 17.5% 时,可使燃烧室一阶切向频率降低 6.7%,阻尼效果提高 32%.可见,增加轴向隔板高度比增加径向隔板数目对燃烧室一阶切向的频率变化及阻尼效果影响要明显,但是为了更好地确定轴向隔板长度,除了考虑声阻尼特性,还要考虑隔板冷却和结构问题.

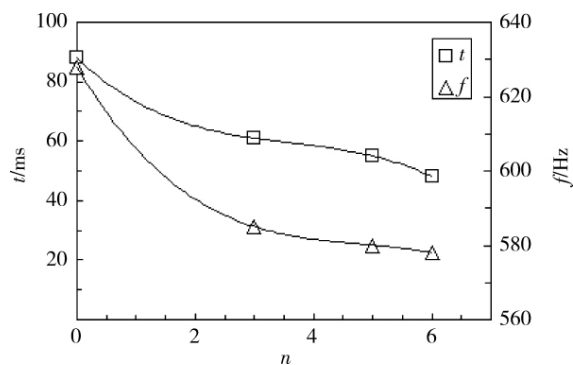
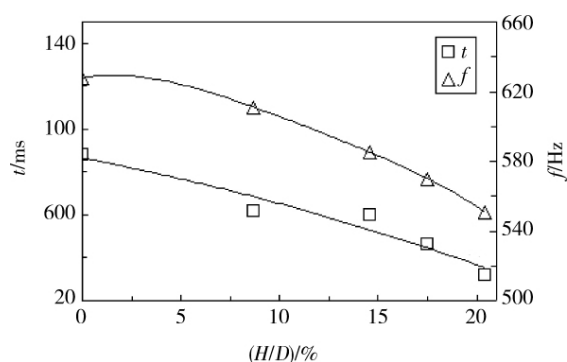
图 6 n 对一阶切向的影响Fig. 6 Effects of n on the first-tangential acoustic mode图 7 H/D 对一阶切向的影响Fig. 7 Effects of H/D on the first-tangential acoustic mode

图 8 为隔板喷嘴间隙 ΔL 分别取 0, 0.1, 0.4, D (即无隔板状态),可见,带一定间隙的喷嘴式隔板产生的声阻尼效果,比典型直板形状的隔板要好得多,因为声场不能被隔板间隙限制,一阶切向频率随着隔板间隙的增大而升高,即增加间隙减小了频率的改变量,当间隙大于 0.4 mm 时,一阶切向模态的峰值幅值逐渐增大并逐渐接近无隔板状态.

当 ΔL 为 0.1 mm 时,对一阶切向频率的阻尼效果最好, ΔL 为 0.4 mm 次之,当 ΔL 为 0 或较大值时,阻尼衰减时间变长,阻尼效果变差,表明合

适的隔板喷嘴间隙有利于增强能量耗散,当一些能量耗散方式发生在 $0.1 \sim 0.4 \text{ mm}$ 间隙时,由吸声作用和在隔板喷嘴阵列的突起表面形成旋涡引起的黏性耗散,增强了隔板装置的阻尼效果.该结论与文献[2]中部分结论一致.

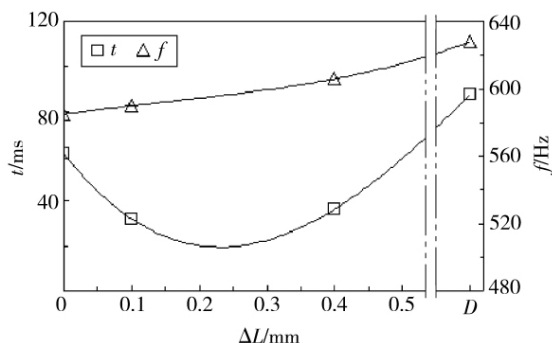


图8 ΔL 对一阶切向的影响

Fig. 8 Effects of ΔL on the first-tangential acoustic mode

如果对隔板喷嘴的间隙进行优化,可以在较短的轴向隔板长度上得到较高的阻尼能力.例如,间隙 0.1 mm 时,轴向隔板高度 14.6% 的喷嘴式隔板产生的声学阻尼效果与 20.4% 的无间隙隔板相近.因此,冷却问题可以通过间隙的附加阻尼影响来缓解.

事实上,组合的喷嘴式隔板间隙是不可避免的,充分控制间隙可以有效地利用间隙的影响解决冷却和结构问题,研究结果能够为设计、制造和装配提供指导.

4 结 论

通过试验,研究了径向隔板数目、轴向高度、隔板喷嘴间隙对火箭发动机燃烧室一阶切向声学特性的影响.获得了一种有效的声学试验方法,可用作燃烧室其他振型声学特征的研究.研究结果为抑制火箭发动机燃烧不稳定的隔板装置研制提供依据.

1) 经过理论算例计算及参考文献的对比,验证了试验方法的有效性.

2) 结果表明,燃烧室增加隔板后,燃烧室一阶切向频率会降低,且径向隔板数越多,一阶切向频率降低越明显,阻尼效果越好.

3) 轴向隔板高度越高,一阶切向降低越明显,阻尼效果越好,且增加轴向隔板高度比增加径向隔板数目对燃烧室一阶切向频率的影响更明

显,但要同时考虑结构和冷却问题.

4) 喷嘴式隔板产生的声阻尼效果,比典型直板形状的隔板要好得多,因为声场不能被隔板间隙限制,一阶切向频率随着隔板间隙的增大而升高,隔板喷嘴最佳间隙在 $0.1 \sim 0.4 \text{ mm}$.

5) 采用最佳隔板喷嘴间隙能够在较短的轴向隔板长度上得到较高的阻尼能力,从而改善冷却问题.

参考文献:

- [1] 哈杰,里尔登.液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M].朱宁昌,张宝炯,译.北京:国防工业出版社,1980.
- [2] Kim H J, Lee K J, Choi H S, et al. An experimental study on acoustic damping enhancement by the gap of baffled injectors[R]. AIAA 2005-4446, 2005.
- [3] Kim S K, Kim H J, Woo S S. Acoustic stability analysis of liquid propellant rocket combustion chambers[J]. AIAA 2004-4142, 2004.
- [4] Walter E, Indranil D R. The effect of a baffle on acoustic radiation directivity[R]. AIAA 1998-2250, 1998.
- [5] 郭志辉,王帅,李磊,等.贫燃预混旋流火焰燃烧不稳定性的实验[J].航空动力学报,2009,24(12):2637-2642.
GUO Zhihui, WANG Shuai, LI Lei, et al. Experimental study on combustion instability of lean premixed swirl flame[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2637-2642. (in Chinese)
- [6] 聂万胜,庄逢辰.喷雾特性对液体火箭发动机燃烧稳定性的影响[J].推进技术,2000,21(3):56-59.
NIE Wansheng, ZHUANG Fengchen. Effect of spray characteristic on the liquid rocket combustion stability[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3): 56-59. (in Chinese)
- [7] 周进,胡小平,黄玉辉,等.液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性的试验研究[J].推进技术,1996,17(4):37-41.
ZHOU Jin, HU Xiaoping, HUANG Yuhui, et al. An experimental study on acoustic characteristics of gas-liquid coaxial injector of liquid rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(4): 37-41. (in Chinese)
- [8] 赵震,郭志辉,黄勇.模型燃烧室低频不稳定燃烧的初步探讨[J].航空动力学报,2003,18(6):803-807.
ZHAO Zhen, GUO Zhihui, HUANG Yong. A preliminary investigation of low-frequency combustion instability in a modal combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 803-807. (in Chinese)
- [9] 黄玉辉,周进,胡小平,等.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[J].声学学报,1998,23(5):459-465.
HUANG Yuhui, ZHOU Jin, HU Xiaoping, et al. Experiment and acoustic model for the self-oscillation of coaxial swirl injector and its influence to combustion of liquid

- rocket engine[J]. Acta Acoustics, 1998, 23(5): 459-465. (in Chinese)
- [10] 刘卫东,王振国,周进,等. 液体火箭发动机径向不稳定燃烧数值分析模型[J]. 推进技术, 1997, 18(6): 5-9.
LIU Weidong, WANG Zhenguo, ZHOU Jin, et al. Numerical analysis model of radial combustion instability in liquid propellant rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(6): 5-9. (in Chinese)
- [11] 张蒙正,张志涛,郁锋,等. 液体火箭发动机单喷注器燃烧室声学特性模拟实验原理及实现[J]. 声学技术, 2007, 26(2): 268-272.
ZHANG Mengzheng, ZHANG Zhitao, YU Feng, et al. Principle and design of simulation test for acoustic characteristics of liquid rocket engine chamber with a single injector[J]. Technical Acoustics, 2007, 26(2): 268-272. (in Chinese)
- [12] 樊晓波,王敏庆,盛美萍. 隔板应用于发动机燃烧室不稳定燃烧抑制中的二维数值计算分析[J]. 机械科学与技术, 2007, 26(9): 1118-1121.
FAN Xiaobo, WANG Mingqing, SHENG Meiping. Two-dimensional numerical analysis of applying baffles to restraining the combustion instability in a marine engine[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2007, 26(9): 1118-1121. (in Chinese)