

喷嘴式隔板与纵向肋式隔板阻尼效应分析

郭灿琳, 卢 钢, 陈建华, 吴海波

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 利用声学模型和单喷嘴声学模拟试验研究了喷嘴式隔板的耗散机理; 用数值方法分析了纵向肋式隔板周围的涡流; 用声学理论研究了纵向肋式隔板的声场。研究表明: 选取合适的管间隙将会使喷嘴式隔板具有更好的稳定性作用; 肋片周围是涡流产生的主要区域; 肋高对燃烧室声学特性的影响远大于肋长。

关键词: 推力室; 燃烧不稳定; 隔板; 耗散机理; 声阻抗

中图分类号: V434.24-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 03-0032-06

Analysis on damping effect of vibration baffles with protruded injectors and longitudinal ribs

GUO Can-lin, LU Gang, CHEN Jian-hua, WU Hai-bo

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Dissipation mechanism of vibration baffles with protruded injectors is investigated by establishing an acoustic model and conducting a single injector acoustic simulation test. The vortex around longitudinal ribs is analyzed with numerical method. Based on acoustic theory, the sound field of vibration baffles with longitudinal ribs is studied. The results show that the stability effect of vibration baffles with protruded injectors is better than that of conventional vibration baffles if appropriate clearance is chosen, the main area producing vortex is around longitudinal ribs, and for effect on acoustic characteristic, the height of ribs is more important than the length of ribs.

Keywords: thrust chamber; combustion instability; vibration baffle; dissipation mechanism; acoustic impedance

0 引言

燃烧不稳定是近 10 年来困扰液体火箭发动

机技术发展的世界性难题^[1]。大多数型号研制中都出现过不稳定振荡, 所以燃烧不稳定一直是高性能火箭发动机的主要研制风险之一^[2]。近 10 年来, 众多学者致力于该领域, 研究的最终目的是

收稿日期: 2012-12-24; 修回日期: 2013-01-10

作者简介: 郭灿琳 (1985—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室技术

对燃烧不稳定作深入了解, 把幅值控制在可接受的水平。就目前研究成果看来, 主要有两种控制方法: 一是主动控制; 二是被动控制。

主动控制^[3]方法是针对燃烧不稳定设计负反馈回路, 控制燃烧不稳定。近 10 年来, 主动控制已受到相当多关注。由于缺乏对内部过程的认识, 尽管主动控制看来很有希望, 但成功应用于大型系统还只是假想, 许多研究工作有待完成。被动控制^[3]则是指隔板、谐振器和声衬等防振措施。被动控制的要点是使谐振发生在一定频率范围内, 在该频率范围内驱动机理不足以维持振荡或直接阻尼非稳态运动的机械能。

隔板作为一种有效抑制高频燃烧不稳定的常规被动控制装置, 在各种大型液体火箭发动机推力室得到了广泛应用。在燃烧室中设置隔板在于破坏谐振产生的条件, 对振荡产生阻尼, 改变燃烧室的声学特性。液氧煤油补燃发动机推力室中采用了喷嘴式隔板, 它由喷嘴按一定规律排列而成。隔板喷嘴间存在一定间隙, 其阻尼效应及稳定性作用都与常规隔板不尽相同。此外, 燃烧室中设置的纵向肋式隔板也值得关注。国内对这类隔板的应用和研究刚刚起步。通过声学分析和数值方法, 对喷嘴式隔板与纵向肋式隔板的耗散机理进行初步研究。

1 3 种类型隔板比较

1950 年, Isayev 为燃烧不稳定的大型推力室研究十字形冷却隔板, 这是苏联第一个隔板, 据报道非常成功^[4]。到 20 世纪 70 年代后期, 冷却隔板也应用到了美国大部分发动机中。从第一个隔板的出现到目前为止, 已发展了 3 种不同类型隔板: 喷注器面隔板、喷嘴式隔板和纵向肋式隔板。

喷注器面隔板是在喷注器面上焊接而成, 将燃烧室的头部分隔为较小区域。喷注器面隔板与燃烧室轴线方向平行, 因此它只能阻止横向不稳定振型的发展。它主要有以下的稳定作用: 1) 改变燃烧室声学性质^[2]; 2) 保护敏感的预燃过程; 3) 声波与隔板之间的相互作用形成漩涡,

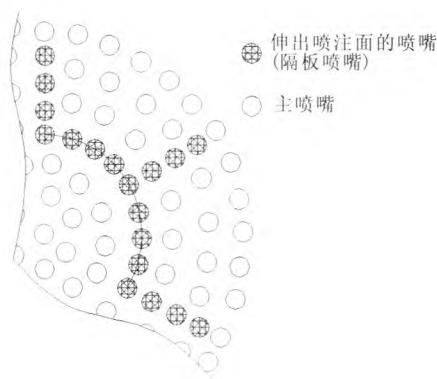
引起能量耗散^[3]。

喷嘴式隔板则是将部分喷嘴伸出喷注面一些距离, 而这些伸出喷注面的喷嘴具有隔板的外形。喷嘴式隔板的阻尼作用除了喷注器面隔板具有的特性外, 还有其自身特点: 喷嘴间的间隙对其中的流体流动会有影响, 会对振荡流动产生额外的阻尼。此外, 对喷嘴式隔板来说, 冷却的需要也不会像喷注器面隔板那么强烈。

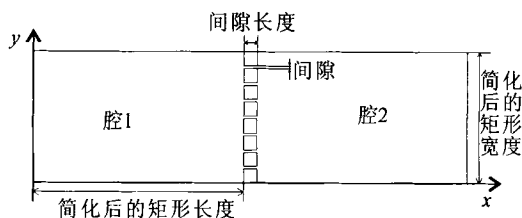
纵向肋式隔板由燃烧室内表面上设置的若干可燃材料制成的纵向肋片组成^[5]。该隔板在进入主级工况前被烧掉, 因此可保证起动过程稳定而不影响主级工作参数。肋片的稳定作用主要有以下几方面: 1) 改变燃烧室声学特性; 2) 肋片散射的声波在沿燃烧室运动时会很快衰减; 3) 摩擦损失或多孔间隙中的气体粘性将会带来耗散; 4) 吸声材料对声能的吸收^[5]。

2 喷嘴式隔板耗散机理研究

为了量化喷嘴式隔板的耗散机理, 用吸声系数来表示。由吸声系数的定义可知, 其代表了由间隙带走的声能和总声能的比值。带走的声能越大, 稳定性就越好。图 1 是喷嘴式隔板示意图, 1(b) 图为简化 1(a) 图后的声学模型的 x - y 平面图^[7], 该模型将由隔板喷嘴所分开的两个腔简化为长方体, 中间则由隔板喷嘴所连接, 图 1(b) 中的 x , y 向分别是实际燃烧室的切向和径向。假定腔 1 有一切向扰动, 该扰动到了喷嘴入口处的值为 δp , δp 对夹缝入口来说相当于一正入射的声波。



(a) 喷注器面喷嘴排列示意图



(b) 喷嘴式隔板声学模型

图1 喷嘴式隔板示意图

Fig. 1 Diagram of vibration baffles with protruded injectors

2.1 夹缝阻抗计算模型

缝内声波动量方程为:

$$\rho_0 \frac{\partial u}{\partial t} - \eta \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} = -\frac{\partial p}{\partial x} \quad (1)$$

式中: u 为 x 向的速度; ρ_0 为气体静态密度值; η 为气体粘滞系数。定义窄缝声阻抗 Z 为压降与质点平均速度之比, 可解得:

$$Z = \frac{12\eta t}{d^2} \left(1 + \frac{k^2}{18} \right)^{\frac{1}{2}} + j\omega\rho_0 t \left[1 + (5^2 + 2k^2)^{-\frac{1}{2}} \right] \quad (2)$$

式中: t 为夹缝在 x 向的长度。腔1和腔2由许多隔板喷嘴的间隙连接而成, 由声学类比可知, 总的声阻抗应该是每个夹缝声阻抗的并联结果。设共有 n 个夹缝, 每个夹缝面积 S_0 , 总面积 S , 令缝面积比 $\sigma = \frac{nS_0}{S}$, 则总声阻抗 $Z_{\text{总}}$ 为^[6]:

$$Z_{\text{总}} = R + Xj$$

$$R = \frac{12\eta t}{\sigma d^2} \left(1 + \frac{k^2}{18} \right)^{\frac{1}{2}}, X = \frac{\omega\rho_0 t}{\sigma} \left[1 + (5^2 + 2k^2)^{-\frac{1}{2}} \right] \quad (3)$$

式中: R 为声阻, 代表了声波在夹缝中的粘性耗散, 可类比为电路中的电阻, 反映了系统存在的能量耗散; X 为声质量, 可类比为电路中的电感, 反映了系统具有的惯性。

2.2 隔板喷嘴间隙大小对耗散作用的影响

图1所示模型的等效电路图如图2所示。将腔2简化为集中参数的共振腔, 可类比为声容, 反映了系统贮存能量的能力。可求得:

$$Z_{\text{腔2}} = -j \frac{1}{C_a} = -j \frac{1}{C_a} = -j \frac{\rho_0 c_0^2}{\omega D}$$

$$C_a = \frac{\omega D^2}{\rho_0 c_0^2}$$

因此:

$$Z_{\text{总}} = R + Xj - \frac{1}{C_a} j \quad (4)$$

这样就可求出吸声系数为:

$$\alpha = \frac{4R\rho_0 c_0}{(R + \rho_0 c_0)^2 + \left(X - \frac{1}{C_a} \right)^2} \quad (5)$$

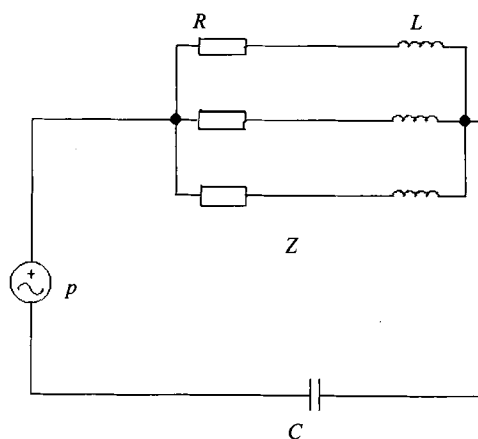


图2 等效电路图

Fig. 2 Equivalent circuit diagram

下面针对一具体燃烧室, 讨论当燃烧室存在一阶切向振型时, 间隙值的大小对吸声系数的影响。由文献 [8] 提供的经验公式可以解出该燃烧室的一阶切向频率, 改变间隙值即可研究喷嘴式隔板间隙对吸声系数的影响, 如图3所示。

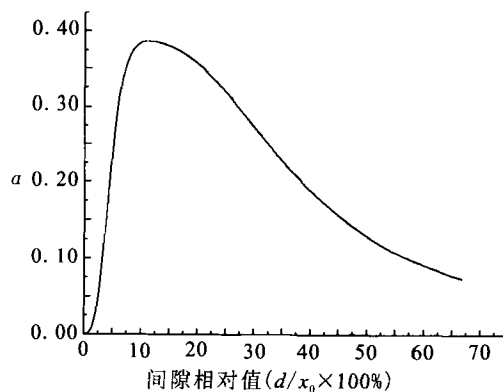


图3 吸声系数变化图

Fig. 3 Variation of acoustical absorption coefficient

由图 3 可看出在燃烧室一阶切向频率下, 在间隙相对值为 10%~20% 区间内吸声系数最大。间隙相对值小于 10% 时, 吸声系数随间隙值单调增加, 且变化剧烈, 这可能由于推进剂在两个隔板喷嘴的外壁面处之间流动时, 在外壁面处形成边界层, 产生了一定的耗散, 使吸声系数增加; 间隙相对值大于 20% 时, 吸声系数随间隙单调减小, 且变化趋势减缓, 这可能因为间隙太大, 以至于间隙之间流动有部分处于主流区, 没有额外的耗散, 如果燃烧在这里振荡, 隔板没有起到阻挡作用, 从而会造成衰减率的降低。

2.3 单喷嘴声学模拟试验

单喷嘴声学模拟试验是在大气环境下对声学模拟燃烧室和声学试验喷嘴进行声学试验。根据该试验可以获得一阶切向振型下模拟燃烧室中的衰减率与喷嘴式隔板的几何参数之间的关系, 研究喷嘴式隔板间隙对燃烧室声学特性的影响。

对 3 种高度的隔板进行了单喷嘴声学模拟试验, 图 4 给出了试验结果。对 3 种高度的隔板而言, 其衰减率随间隙值的变化趋势基本一致, 都是随着间隙先增加后减小, 相对间隙在 13% 左右时衰减率最大, 相对间隙大于 26.7% 后, 间隙增大对衰减率的影响很小。同时可以看到对于相同的间隙而言, 隔板高度越高, 衰减率越大。

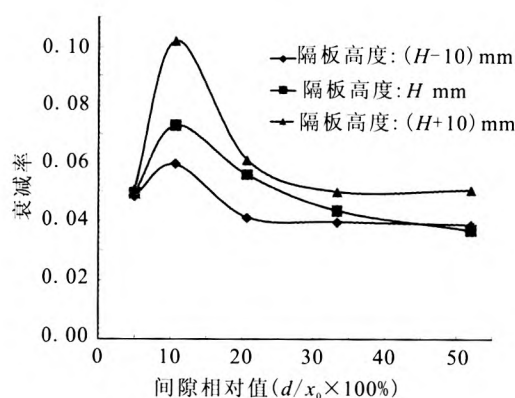


图 4 衰减率随隔板间隙变化曲线

Fig. 4 Variation of attenuation rate with clearance of vibration baffles

由本节分析可知喷嘴间隙将会引入更多的耗散机制。理论分析和试验结果均表明: 对燃烧室

一阶切向振型而言, 间隙相对值为 10%~20% 时, 喷嘴式隔板具有更好的稳定性作用。

3 纵向肋式隔板耗散机理研究

本节从下面两方面讨论纵向肋式隔板的耗散机理。

3.1 纵向肋附近涡量分布

计算采用模型如图 5 所示, 取燃烧室的六分之一用于计算, 考虑到网格质量, 将纵向肋附近流场变化较大的地方进行网格加密。



图 5 燃烧室模型图

Fig. 5 Model of combustion chamber

3.1.1 边界条件

本计算仅为探讨纵向肋对燃烧室内涡流的影响, 因此在计算中将流动的气体简化为完全燃烧后的燃气, 各种物性参数通过热力计算得出。入口给定入口总压边界条件; 出口给定喷管出口压力边界条件。流场中所有固壁均设为无滑移边界条件, 将由燃烧室分成六分之一而形成的两个面设为对称性边界条件。

3.1.2 结果讨论

图 6 为沿轴向不同截面的涡量分布云图, 计算中肋长为 100 mm。由图 6 可看出, 在肋后一小段距离内涡量最大, 随着轴向距离增大, 涡量越来越小, 这是由于涡主要产生于边界层, 在纵向肋后一小段距离内刚好处于边界层之内, 因此涡量很大。截面 2 是纵向肋后 1 mm 距离处的截面, 因此在 4 个截面图中涡量最大。截面 3 距离纵向肋比截面 4 小, 因此涡量也比截面 4 大。而由于截面 1 是位于纵向肋处的截面, 其周边也会有边界层的产生, 因此它的涡量也比截面 4 大。

由以上分析可知, 隔板片周围将会产生更多的涡量。而湍流是由众多的大涡和小涡组成, 大涡破碎为小涡的时候就会有能量的消耗, 所以在

隔板周围形成的涡必然带来更多的能量耗散。但同时也看到,隔板片周围的边界层厚度很小,所以该机理对燃烧不稳定产生的能量耗散还是比较小。

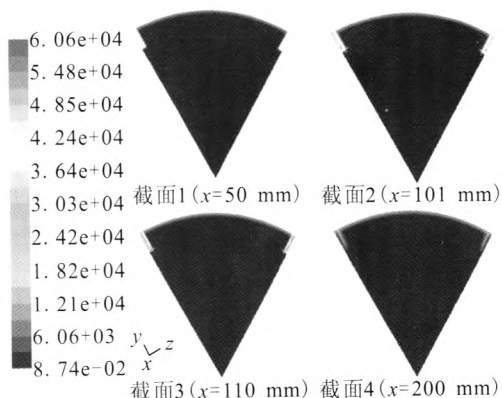


图6 不同截面涡量分布云图对比图

Fig. 6 Vorticity distribution of different cross sections

3.2 纵向肋式隔板对燃烧室声学特性的影响

纵向肋式隔板的加入使得燃烧室的边界条件变得复杂,因此利用格林函数法^[9]推导燃烧室入口处的幅频特性函数表达式,如式6所示:

$$K_A = \left[\frac{\delta p_{mn}}{\delta u_{mn} + \delta \rho_{mn}} \right] = \frac{-\gamma}{1-M^2} \left[M^2 + \frac{i\sigma M}{\lambda \sqrt{1-M^2}} \beta_{mn}^0 \right] \quad (6)$$

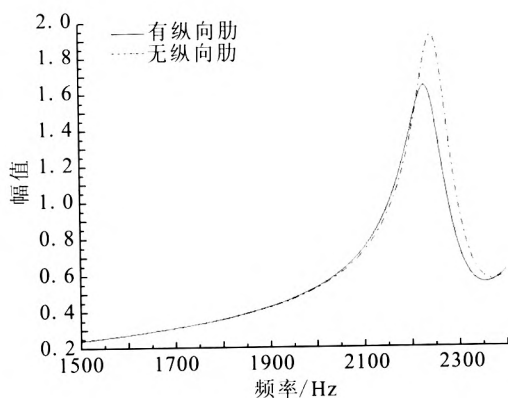


图7 有无肋的燃烧室的频率特性

Fig. 7 Frequency characteristic of combustion chamber with and without longitudinal ribs

图7是有无肋的燃烧室幅频特性比较图。从图7可以看到纵向肋显著影响了燃烧室声学特性,加入纵向肋后,减小了谐振峰高度,固有频

率也有一定减小,但减小得很少。由于声学谐振峰的减小会使燃烧稳定性更好,因此,纵向肋有助于增加稳定性。

图8和图9分别给出了肋长和肋高对谐振峰峰值的影响。随肋长和肋高的增加, $|k_A|_{\max}$ 都呈现出减小的趋势,因此肋高越高,肋长越长越好。同时也可看到,改变肋高比改变肋长使燃烧室的谐振峰下降得更快。因此,肋高对声学特性的影响远远大于肋长,设计时应更多地考虑肋高。

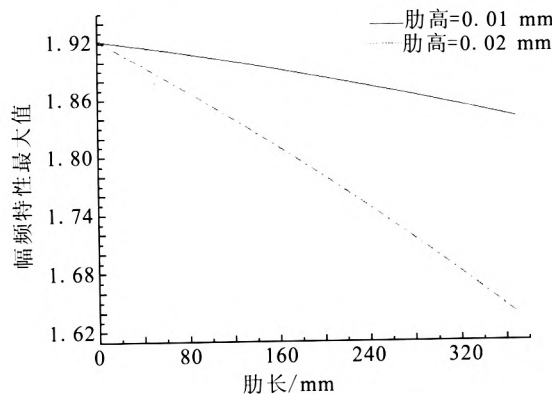


图8 肋长对谐振峰高度的影响

Fig. 8 Influence of rib length on height of harmonic peak

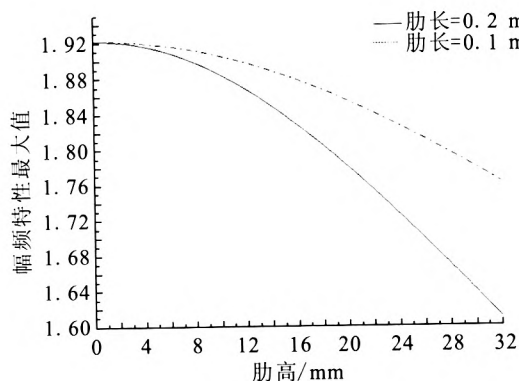


图9 肋高对谐振峰高度的影响

Fig. 9 Influence of rib height on harmonic peak

4 结论

通过3种隔板对比分析,揭示了隔板的耗散原理,结论如下:

1) 喷嘴间隙将带来更多的能量耗散,选择合适的喷嘴间隙值,将会使喷嘴式隔板具有更好

的稳定性作用;

2) 对纵向肋的稳定作用而言, 改变燃烧室声学的影响远大于由于肋附近产生的粘性耗散的影响;

3) 对纵向肋来说, 肋高对声学特性的影响远远大于肋长。

参考文献:

- [1] CULICK F E C. Overview of combustion instabilities in liquid-propellant rocket engines [M]. [S.l.]: [s.n.], 1995.
- [2] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [3] COMBS L P. Liquid rocket engine combustion stabilization devices, NASA SP-8113 [R]. Washington DC, United States: NASA, 1974.

- [4] SUTTON G P. History of liquid-propellant rocket engines in Russia [J]. Combustion Propulsion and Power, 2003, 19 (6) 1008-1037.
- [5] RUBINSKY V R. Combustion instability in the RD-0110 engine[M]//Chaper 4 of Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics. [S. l.]: [s.n.], 1995: 89-106.
- [6] 马大猷. 微缝吸声体理论[J]. 声学学报, 2000, 25(6): 481-485.
- [7] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [8] 安德列耶夫 A B. 气液喷嘴动力学 [M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [9] LEBEDINSKY E V. Research on acoustic mechanism of anti-pulse baffles effect [C]// Proceedings of Sino-Russian-Ukrainian Workshop on Space Propulsion. Russia: Kuldysh Research Center, 2002: 1-11.

(编辑: (马 杰))

(上接第 14 页)

气发生器循环、双钟型喷管方案, 可以提高运载器有效载荷, 同时发动机系统简单可靠、工作参数适中, 有利于实现发动机多次重复使用。

2) 双钟型喷管基弧段面积比主要影响地面比冲, 对真空比冲影响较小; 在基弧段相对长度、壁面反映角、延伸段出口角等型面参数一定情况下, 基弧段面积比越小, 地面比冲越大。但是转捩点靠前, 转捩损失大, 稳定性差; 延伸段面积比主要影响真空比冲, 面积比越大, 真空比冲越大, 但转捩损失大, 稳定性低。面积比优化与飞行弹道密切相关, 飞行高度越高, 面积比越大越有利, 反之亦然。在本文弹道范围内, 基弧段面积比 30, 延伸段面积比 80 为最优值。

3) 基于双钟型喷管型面设计参数对转捩特性的影响, 在双钟型喷管面积比优化过程中, 需要结合喷管流场计算, 开展综合性能仿真分析。

参考文献:

- [1] HAGEMANN G, FREY M, MANSKI D. A critical assessment of dual-bell nozzle, AIAA 1997-3299[R]. USA: AIAA, 1997.
- [2] TOMITA Takeo, TAKAHACHI Mamoru, SASAKI Masaki. Control of transition between two working modes of a dual-bell nozzle by gas injection, AIAA 2009-4952[R]. USA: AIAA, 2009.
- [3] COLLINS Jacob, HURLBERT Eric, ROMIG Kris. Sea-level flight demonstration & altitude characterization of a LO_2/LCH_4 based ascent propulsion lander, AIAA 2009-4948 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [4] 王一白, 覃粒子, 刘宇. 高度补偿喷管的氢氧热试研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 316-321.
- [5] 郑孟伟, 朱森元, 张扬军. 双钟型喷管流场数值模拟及试验验证[J]. 导弹及航天运载技术, 2005 (2): 26-30.
- [6] STARK R H. Flow separation rocket nozzles: a simple criteria, AIAA 2005-3940 [R]. USA: AIAA, 2005.

(编辑: 王建喜)