

液氧煤油气液同轴直流离心式 喷嘴的声学模拟实验研究

李龙飞, 陈建华, 张蒙正, 夏开红, 吕发正
(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 气液同轴直流离心式喷嘴对补燃发动机燃烧室高频燃烧稳定性有显著影响。为研究气液同轴直流离心式喷嘴的声学特性, 在大气环境条件下进行了单喷嘴声学模拟实验。通过安装在模拟燃烧室外侧的扬声器激发声学振荡, 利用声学探针测量燃烧室内的声压, 获得了喷嘴长度、节流嘴直径对燃烧室声学特性的影响规律, 确定了喷嘴长度与节流嘴直径的选取原则。

关键词: 液氧煤油补燃发动机; 气液喷嘴; 高频燃烧稳定性; 声学特性

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006)02-0001-05

Acoustic modeling experimental investigation of the LOX/kerosene gas-liquid coaxial orifice-swirl injector

Li Longfei, Chen Jianhua, Zhang Mengzheng, Xia Kaihong, Lü Fazheng
(Shaanxi Power Machine Design and Research Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The bipropellant gas-liquid coaxial orifice-swirl injector has great effects on the high-frequency combustion instability of the LOX/kerosene staged combustion cycled engine. For investigation the acoustic characteristics of the injector, acoustic modeling test at 1 atm was conducted. The vibration was excited by the loudhailer fixed on the outer of the modeling combustion chamber, and the pressure surge of the combustion chamber was measured by the acoustic probe. The disciplinarian that the configuration parameter, such as the channel length of the injector and the diameter of the throttle affecting on the acoustic characteristics was obtained, and the selection principle of the channel length and the diameter of the throttle was also established.

Key words : LOX/kerosene staged combustion cycled engine; gas-liquid injector; the high-frequency combustion instability; Acoustic characteristics

收稿日期: 2005-11-02; 修回日期: 2006-02-16。

作者简介: 李龙飞 (1977—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室设计。
万方数据

1 引言

燃烧不稳定性一直是液体火箭发动机研制中最困难和最关键的问题之一。高频燃烧不稳定性通常是发动机燃烧过程与声学相互耦合的结果,研究工作通常也是从燃烧过程和声学过程两方面着手^[1]。为了使火箭发动机能正常、可靠工作或增大稳定性裕量,各国的科研工作者已经研究了包括隔板、声腔、声槽以及可燃肋等多种阻尼装置,它们提高燃烧稳定性是由于改变了推力室的声学特性和/或吸收了振荡的能量。

大量研究表明,气液喷嘴对高频燃烧不稳定性将产生显著影响,通过喷嘴声学特性分析,选取合适的结构参数以提高燃烧过程的稳定性一直是国外研究燃烧不稳定性的重点之一^[1-3]。近年来国内也相继开展了这方面的研究,周进等^[4]在氢氧同轴式喷嘴的声学实验中,发现该类喷嘴在一定的工作参数范围内会发生尖锐的啸叫,其主要成份为高频噪声,这种啸叫可能诱发高频燃烧不稳定性,较大的喷嘴缩进比对啸叫有明显的抑制作用。文献[5]对液氧煤油气液喷嘴的声学特性进行了理论分析。本文介绍了液氧煤油补燃发动机推力室气液同轴直流离心式喷嘴的声学模拟实验原理、方法及结果。

2 模拟实验原理

单喷嘴声学模拟实验的目的是确定模拟燃烧室的谐振频率、模拟燃烧室和不同结构尺寸的喷嘴发生谐振时驻波场的振幅分布以及喷嘴长度和喷嘴入口处的节流嘴直径对燃烧室声学特性的影响,为液氧煤油补燃循环发动机气液喷嘴设计提供参考。声学实验也遵循复杂过程近似模拟的基本原理和方法,包括几何相似和边界条件相似。

2.1 几何相似

单喷嘴声学模拟实验是在常温常压下进行,实验首先需要满足几何相似,包括使用真实喷嘴或几何相似的模拟喷嘴以及声学特性相同的模拟燃烧室。真实燃烧室如同一个入口和出口两端为声学闭端的圆柱谐振器^[1],模拟燃烧室的几何尺寸是保证与真实燃烧室的固有声学频率相同。

大推力液体火箭发动机研制经验表明,燃烧室发生高频燃烧不稳定性通常对切向振型敏感,破坏性最大的也通常表现为切向振型,因为它的压力振荡波破坏了热边界层,导致燃烧室壁面和喷注器迅速破坏甚至烧毁^[1]。因此,本实验的重点是针对燃烧室一阶切向振型 f_{1T} ,模拟燃烧室的设计,保证与实际燃烧室有相同的一阶切向振型:

$$f_{1T} = \text{const}。$$

2.2 边界条件相似

(1) 燃烧室声学边界条件:燃烧室入口和出口截面的声学闭端以及刚性侧壁;

(2) 燃烧室头部声学边界条件:液氧煤油补燃发动机燃烧室头部声学性能主要由喷嘴气体通道的声学性能决定。喷嘴气体通道的声导纳取决于喷嘴无量纲有效长度:

$$\bar{l} = l/\lambda_0$$

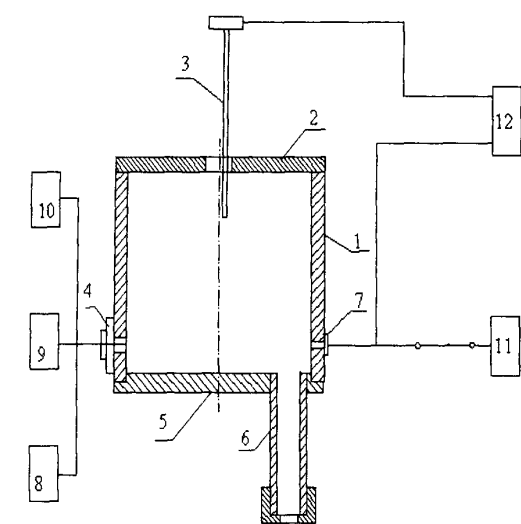
式中, l 为喷嘴有效长度,包括喷嘴几何长度、进出口效应修正和喷嘴马赫数的修正; λ_0 为喷嘴为一阶纵向振型的波长。

单喷嘴声学模拟实验要同时满足条件 $f_{1T} = \text{const}$ 和 $\bar{l} = \text{const}$ 是不可能的,本实验优先满足条件 $\bar{l} = \text{const}$ 。对于满足几何相似的喷嘴,要满足条件 $\bar{l} = \text{const}$ 就是满足 $\lambda_0 = \text{const}$ 。因此,模拟燃烧室声学试验的固有频率将比真实燃烧室固有频率小 $\bar{c} = c_{0,H}/c_{0,M}$ 倍,式中 $c_{0,H}$ 为真实喷嘴中的燃气声速; $c_{0,H}$ 为大气声速,取 340m/s 。

3 实验系统与方法

无空气吹风的单喷嘴声学模拟实验系统如图1所示。根据声压分布^[6],切向振型的声压幅值在室壁处最大,径向振型幅值在中心处最大。因此,本实验中喷嘴紧靠燃烧室的室壁,靠近内底的侧壁上安装一个扬声器以激发振荡,它与信号发生器相连,信号发生器可以产生不同频率的声振,传给扬声器的信号用频率计和微伏计监测;扬声器中心对称的位置上安装一个麦克风测量扬声器激发的声压振幅,麦克风的信号传递给微伏计和示波器。燃烧室出口插一个声学探针,探针可以在燃烧室任何轴向、径向和周向位置上进行扫描,

用来测量模拟燃烧室内的声场，找出节线并判断振型。



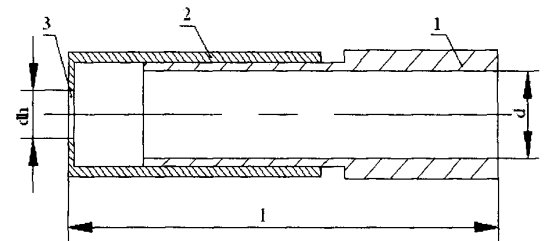
1—模拟燃烧室；2—盖板；3—声学探针；4—扬声器；
5—模拟内底；6—喷嘴；7—麦克风；8—频率计；
9—信号发生器；10、11—微伏计；12—示波器

图 1 单喷嘴声学模拟实验系统
Fig.1 Schematic of the single-injector acoustic modeling test system

真实燃烧室为一个闭端/闭端的谐振器，为模拟出口的声学闭端，在模拟燃烧室出口放置一个带孔或缝隙的盖板。但盖板缝隙大小或孔径较难确定，并且加盖板时声压来回反射加大测量和分析的难度。因此，为了简化模拟试验，模拟燃烧室出口不带盖板，模拟燃烧室为闭端/开端的系统，这时要使闭端/开端的模拟燃烧室与闭端/闭端的真实燃烧室声学特性一致，需满足条件：出口声学开端模拟燃烧室的二阶纵向频率与出口闭端的真实燃烧室一阶纵向频率相等，这样声学开端的燃烧室长度为声学闭端燃烧室长度的 1.5 倍。

液氧煤油补燃发动机推力室采用气液同轴直流离心式喷嘴，富氧燃气从直流式气体喷嘴进入，液体燃料从离心式液体喷嘴进入，两者在缩进室进行掺混和开始化学反应。模拟实验用的喷嘴实验件采用圆套筒结构，如图 2，通过更换喷嘴外壳体改变不同的节流嘴直径 dh ，通过滑动喷嘴外壳

体套筒改变喷嘴长度 l 。模拟实验喷嘴结构参数的变化范围见表 1。



1—喷嘴内壳体；2—喷嘴外壳体；3—节流嘴
图 2 声学模拟试验的喷嘴
Fig.2 Schematic of a injector of acoustic modeling test

表1 模拟喷嘴结构参数（单位：mm）

Tab.1 Parameters of the modeling injector

名 称	节流嘴直径 dh	喷嘴长度 l
喷嘴	6~8	50~75

4 实验结果与分析

两端封闭的圆柱形燃烧室横向振荡固有频率用下面简化公式计算：

$$f_{iT,jR,0L} = \alpha_{i,j} \frac{c_c}{d_c} (1 - Ma^2)^{0.5}$$

式中， i, j 为切向、径向振型阶数， $i = 0, 1, 2, 3 \dots$ ， $j = 0, 1, 2, 3 \dots$ ， i, j 不同时为 0； $\alpha_{i,j}$ 为贝塞尔函数根值； Ma 为燃烧室的马赫数； d_c 为燃烧室的直径； c_c 为燃烧产物的声速， $c_c = \varphi \cdot c_{c,th}$ ， φ 为燃烧完全程度， $c_{c,th}$ 为燃烧室理论声速。

不考虑推力室头部内底附近“冷区”的影响，两端封闭的圆柱形燃烧室纵向振荡固有频率用下面简化公式计算：

$$f_{0T,0R,kL} = \frac{k}{2} \cdot \frac{c_c}{L_c} (1 - Ma^2)$$

式中， k 为纵向振型阶数， $k = 1, 2, 3 \dots$ ； L_c 为燃烧室有效长度， $L_c = L_{ch} + 2/3 L_{cv}$ ； L_{ch} 为燃烧室圆柱段长度； L_{cv} 为喷管收敛段长度。

表 2 给出了计算和不带喷嘴进行声学模拟实验测得的燃烧室前几阶谐振的固有频率。从表中可以看出，对于切向和径向振型，计算值与实验

结果吻合很好, 纵向振型有一些差别, 原因主要在于真实燃烧室有收敛段, 模拟燃烧室为圆柱形, 其燃烧室有效长度的折算系数 2/3 略微偏大。

表 2 燃烧室固有频率 (单位: Hz)

Tab.2 The inherent frequency of the modeling combustion chamber

名 称	一阶 切向	二阶 切向	一阶 径向	一阶 纵向	二阶 纵向
计算值	2669	4427	5554	1250	2500
实验结果	2668	4426	5552	1234	2464

图 3 给出了燃烧室一阶切向振型频率 f_{1T} 随喷嘴长径比 l/d 变化的实验曲线, 实验时对于不同的节流嘴直径, 改变喷嘴长度。实验观察到了一阶切向频率的“分化”, 这里所谓的“分化”是指出现了一个低于临界频率 $f_{1T,cr}$ 的分频 $f_{1T,1}(f_{1T,1} < f_{1T,cr})$ 和一个高于临界频率 $f_{1T,cr}$ 的分频 $f_{1T,2}(f_{1T,2} > f_{1T,cr})$ 。“临界频率”指的是, 在模拟燃烧室没有安装喷嘴但保证燃烧室声速相同的条件下, 燃烧室的固有频率。通常认为危险性更大的是第一个频率 $f_{1T,1}$ 的振荡, 因为 $f_{1T,1}$ 振荡频率值比 $f_{1T,2}$ 低但振幅比 $f_{1T,2}$ 的振幅大。

从图 3 中看出, 长径比小于 7.5、节流嘴直径一定时, 喷嘴长径比增加, 燃烧室固有频率整体呈降低趋势, 其中燃烧室分频 $f_{1T,1}$ 降低明显, 而分频 $f_{1T,2}$ 变化不大; 长径比大于 7.5 时, 长径比增加, 两个分频的频率变化均不明显。长径比一定时, 节流嘴直径的减小也得到同样的结果。

图 4 给出了燃烧室压力振幅 A 随喷嘴无量纲有效长度 \bar{l} 变化的实验曲线。从图中可以看出, 节流嘴直径一定时, 喷嘴气通道长度增加, 对于分频 $f_{1T,1}$, 模拟燃烧室的振幅是不断降低的, 而对于分频 $f_{1T,2}$, 振幅不断增大; 在相同的喷嘴长度下, 随着喷嘴节流嘴直径的增大, 模拟燃烧室的分频 $f_{1T,1}$ 对应的振幅随之增大而增大, 分频 $f_{1T,2}$ 对应的振幅是随之增大而减小。

为了使燃烧室两种分频率都有较小的振幅, 对于确定的节流嘴直径, 取一阶切向振型的两种分频率下压力振幅随长度变化曲线的交点作为最

佳喷嘴长度。从图中看出, 喷嘴无量纲有效长度 $\bar{l} \approx 0.5$ 时两曲线相交。理论计算^[5]表明, $\bar{l} \approx 0.5$ 时喷嘴声学阻抗最小或者说声学导纳的实部达到最大值, 在该值下从燃烧室可以通过喷嘴气通道给补燃发动机推力室气路喷前的燃气通道“传送”最大的振荡能量。

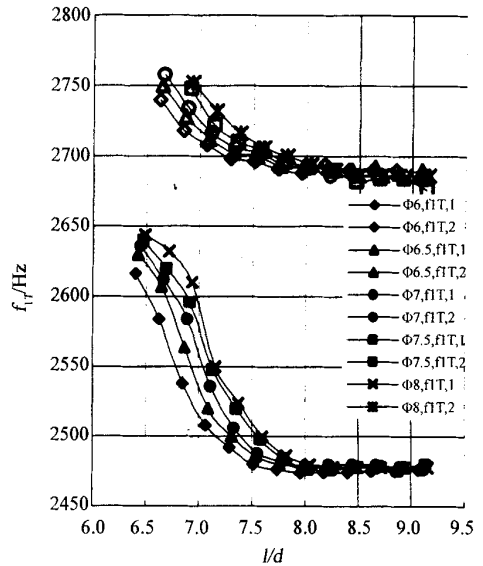


图 3 燃烧室一阶切向频率随喷嘴长径比的变化曲线

Fig.3 Experimental curve of $f_{1T} - l/d$

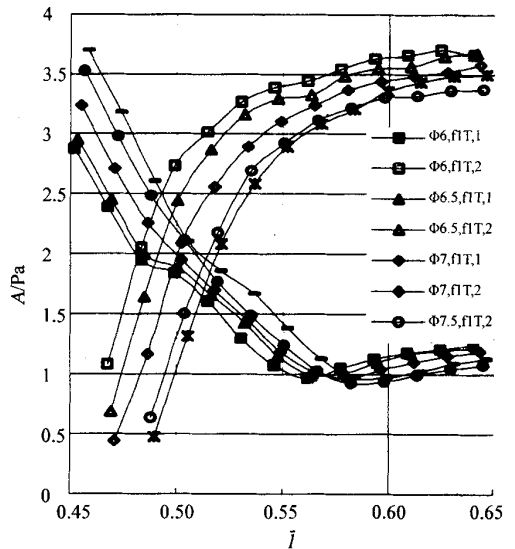


图 4 燃烧室声压幅值随喷嘴无量纲有效长度的变化曲线

Fig.4 Experimental curve of $A - \bar{l}$

喷嘴节流嘴直径和喷嘴无量纲有效长度的最佳组合如表 3。从表中可以看出，随着喷嘴节流嘴直径的减小，喷嘴最佳的无量纲有效长度随之减小，这两个数值可同时保证两种一阶切向振型的振幅有较小值；为了使燃烧室内的谐振振幅有较低值，无量纲喷嘴有效长度 $\bar{l}=0.5$ 左右。

表 3 节流嘴直径与喷嘴无量纲有效长度的最佳组合

Tab.3 The primer parameters of $dh-\bar{l}$

节流嘴直径 (mm)	6	6.5	7	7.5	8
无量纲喷嘴 有效长度	0.501	0.511	0.516	0.524	0.533

5 结论

为了优化某液氧煤油补燃发动机推力室气液同轴直流离心式喷嘴结构，设计与真实燃烧室声学特性一致的模拟燃烧室，在环境压力下进行了单喷嘴声学模拟实验，得到的主要结论如下：

(1) 喷嘴气通道长度增加，燃烧室固有频率降低；对于燃烧室一阶切向振型，喷嘴无量纲有效长度为 0.5 左右是最佳的，此时可以通过喷嘴气通道向补燃发动机气路“传递”最大的燃烧室振荡

能量。

(2) 喷嘴节流嘴直径减小，燃烧室固有频率降低；

(3) 对于每一节流嘴直径，存在一个相对最佳的喷嘴有效长度，保证燃烧室一阶切向固有频率的两个分频均有较小的声压幅值。

参考文献：

[1] Vigor Yang, William Anderson. Liquid Rocket Engine Combustion Instability [J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995,169.

[2] E Willian Conrad, etc. Interim Summary of Liquid Rocket Acoustic-mode-instability Studies at a Nominal Thrust of 2000 Pounds[R], NASA,TN-D-4968.

[3] Oberg C L. Final Rept-Lunar Module Ascent Engine Acoustic Cavity Study[R]. Rocketdyne Rept.

[4] 周进, 胡小平, 等. 液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性的实验研究[J]. 推进技术, 1996, 17(4).

[5] 李龙飞, 陈建华, 等. 补燃循环火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性研究[J]. 火箭推进, 2004 30(6).

[6] 杜功焕. 声学基础[M]. 南京: 南京大学出版社, 2001.

(编辑：王建喜)