

文章编号: 1001-4888(2012)02-0178-05

喷嘴结构对液氧煤油火箭发动机 高频燃烧不稳定性的影响^{*}

王枫¹, 李龙飞², 张贵田²

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西西安 710072; 2. 航天推进技术研究院, 陕西西安 710100)

摘要: 为了筛选高压补燃循环液氧煤油火箭发动机的喷嘴, 在喷注单元低压高频燃烧不稳定性模拟实验系统上开展实验, 研究了喷嘴结构对燃烧稳定性边界的影响。实验使用气态空气与氧气的混合物作为氧化剂, 加热的煤油蒸汽作为燃料; 喷嘴为全尺寸气液同轴直流离心式喷嘴, 模拟燃烧室与真实燃烧室的固有声学频率相等。根据测量模拟燃烧室内的脉动压力区分大幅振荡、小幅振荡和稳定工作。研究结果表明, 喷嘴长度、缩进室长度和入口节流嘴直径对高频燃烧不稳定性裕量有很大影响, 并存在相对最佳值。

关键词: 液体火箭发动机; 同轴式喷嘴; 高频燃烧不稳定性; 热模拟实验

中图分类号: V43 **文献标识码:** A

0 引言

高频燃烧不稳定性是液体火箭发动机燃烧过程与燃烧室声学耦合的结果, 它将导致局部热流剧增, 破坏冷却结构, 瞬间烧蚀喷注器面或燃烧室内壁, 破坏性巨大, 成为制约液体火箭技术发展的瓶颈, 也是液体火箭发动机研制的最大风险所在, 国外对这一课题开展了大量的研究, 集中反映在文献[1, 2]中。由于采用全尺寸发动机热试车成本高、风险大, 国内外学者一直努力探索和发展各种缩尺模拟实验方法。文献[3, 4]研究了液体火箭发动机燃烧不稳定性的实验方法及装置; 文献[5-8]介绍了高频燃烧不稳定性低压热模拟实验的原理与方法; 文献[9]介绍了高频燃烧不稳定性研究中的冷态声学实验方法。我们注意到, 这些研究的重点是介绍实验方法, 并没有研究同轴直流离心式喷嘴结构对液氧煤油高压补燃循环火箭发动机高频燃烧不稳定性的影响。本文利用喷注单元高频燃烧不稳定性热模拟实验系统^[8], 测量了缩比模拟燃烧室的脉动压力, 研究了同轴式喷嘴结构, 包括喷嘴长度、缩进室长度和入口节流嘴直径对高频燃烧不稳定性边界的影响。

1 实验系统与试验件

1.1 实验系统

高频燃烧不稳定性热模拟实验系统原理如图 1 所示, 主要包括推进剂组元供应系统、实验台架、模拟燃烧室与喷嘴、测控系统以及通风与自动报警系统等。模拟燃烧室 3 置于实验台架 2 上, 喷嘴 1 沿燃烧室轴线靠近内壁侧, 以激发切向振荡, 这种切向振荡对于大推力液体火箭发动机具有很大的危害性。

^{*} 收稿日期: 2011-05-12; 修订日期: 2011-11-27

基金项目: 国防基础科研(B0320110012)

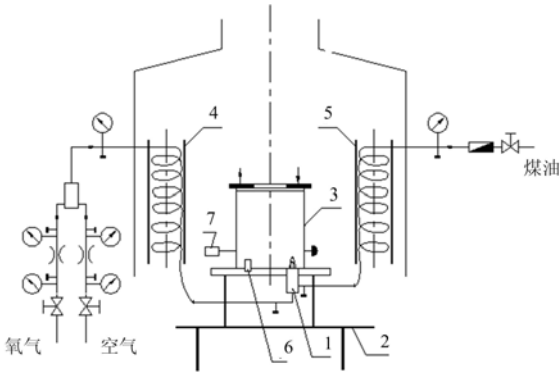
通讯作者: 李龙飞(1977-), 男, 高级工程师。主要研究领域: 液体火箭发动机喷雾燃烧过程研究。E-mail: long1056@sohu.com

为了模拟真实发动机的工作状态,在燃烧室安装隔板6。喷嘴正对位置的燃烧室壁上安装耐高温高频脉动压力传感器7,型号为 KISTLER 6052C,最大工作频率为 100kHz。

氧化剂为气氧与空气的混合物,氧质量百分比浓度不小于 60%,以模拟真实液氧煤油火箭发动机燃烧室的富氧燃气;燃料为煤油。为了使推进剂进入喷嘴前达到给定温度,氧化剂和燃料分别经过换热器4和5进行加热,其中氧化剂被加热到 650K 左右;燃料换热器将煤油在进入喷嘴之前加热至气态,保证在进入喷嘴前煤油蒸汽的温度高于其临界温度值,在 680K 左右。煤油流量通过科氏力质量流量计测得,气氧与空气的流量通过分别测量超临界孔板前后的温度和压力换算获得。喷嘴入口设置稳态温度和压力传感器。

1.2 喷嘴结构

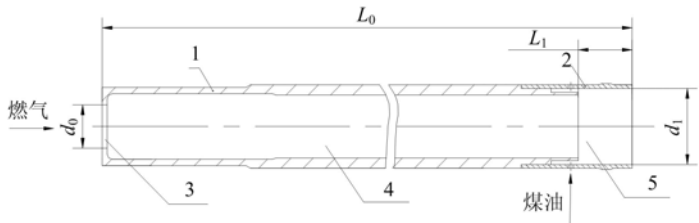
液氧煤油补燃循环火箭发动机燃烧室的喷嘴主要分为主喷嘴和隔板喷嘴两种,均为双组元同轴直流离心式(如图2),区别在于隔板喷嘴伸入燃烧室内。富氧燃气发生器产生的富氧燃气驱动涡轮后,作为氧化剂进入直流式气体喷嘴,煤油作为冷却剂对燃烧室进行再生冷却(被加热)后,作为燃料进入离心式液体喷嘴。该喷嘴的出口设置缩进室,富氧燃气与煤油在缩进室内预掺混,并在缩进室内或出口处着火燃烧。文献[8]指出,对于这种高压补燃循环发动机,液态煤油的压力远超过其临界压力,煤油从离心式喷嘴旋转成液膜喷出,在喷嘴缩进室或出口达到超临界温度。文献[10]的研究表明,超临界条件下液体的物性接近稠密气体,燃烧过程近似于气气湍流扩散燃烧。



1—喷嘴;2—台架;3—模拟燃烧室;4、5—换热器;
6—隔板喷嘴;7—脉动压力传感器

图1 喷嘴单元高频燃烧不稳定性热模拟实验系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of hot-fire subscale test apparatus



1—直流式气体喷嘴;2—离心式液体喷嘴;3—节流嘴;4—燃气通道;5—缩进室

图2 气液同轴直流离心式喷嘴的结构示意图

Fig.2 Sketch of coaxial centrifugal injector

高压补燃循环液氧煤油发动机抑制高频燃烧不稳定性的主要方法分为两种:(1)气液喷嘴结构,包括入口节流嘴直径 d_0 、缩进室长度 L_1 和喷嘴长度 L_0 ;(2)隔板喷嘴结构,主要是隔板高度。实验研究的喷嘴结构变化范围如表1,隔板高度变化范围为 0mm~42mm。

表1 实验喷嘴的结构参数(单位:mm)

Tab.1 Parameters of injector

名称	节流嘴直径 d_0	喷嘴长度 L_0	缩进长度 L_1
数值	7~8.6	106~121	11~14

对于大推力液体火箭发动机,危害性最大的一阶切向振荡。由声场相似,保证模拟燃烧室的一阶切向振荡频率 f_{1T} 与真实发动机燃烧室一致,声学频率计算关系式:

$$f_{1T} = 0.586 \times \frac{C}{D} (1 - Ma^2)^{0.5} \tag{1}$$

式中, C 、 Ma 为燃烧室的声速和马赫数; D 为燃烧室的直径。

由几何相似: $\frac{L_m}{D_m} = \frac{L_h}{D_h}$, 确定模拟燃烧室的长度。这里, 下标 m 表示模拟, h 表示真实。模拟燃烧室的结构尺寸如表 2。

表 2 模拟燃烧室结构参数(单位: mm)

Tab. 2 Parameters of modeling combustion chamber

名称	直径	长度
数值	196	350

表 3 模拟实验的流量(单位: g/s)

Tab. 3 Parameters of modeling test

额定工况		变化范围	
$\dot{m}_f$	$\dot{m}_{ox}$	$\dot{m}'_f$	$\dot{m}'_{ox}$
1.25	4.5	0.6~2.5	2.2~15

2 工作参数与实验方法

2.1 工作参数

发动机燃烧室实际工作时, 煤油与富氧燃气的密度之比 $n=5.2$ 。模拟实验过程中气态煤油温度 $T_{RP-1} \approx 680K$; 氧气与空气混合物温度 $T_{O_2+air} \approx 660K$, 密度之比 $n' \approx 5.14$ 。两者推进剂密度之比接近。根据模拟准则^[7,8], 密度比相同时, 还需保证容积流量相等。为确定发动机流量大范围调节或脉动时的高频燃烧不稳定性边界, 实验时氧化剂、燃料的容积流量变化范围为额定工况的 0.5~3 倍, 如表 3。

2.2 实验方法

实验时固定一种组元的流量, 平稳地改变另一种组元的流量, 直到模拟燃烧室出现周期性的高频振荡, 记录产生不稳定边界点的工况参数或振荡消失时的滞后边界, 实验中是否出现高频燃烧不稳定性主要通过示波器显示的压力振荡振幅和计算机采集的脉动压力的频谱来判定。根据推进剂物性与压力、温度的关系式, 换算到真实工作状态, 并表示为室压 P_c 与混合比 K 的关系曲线, 最后得到稳定性裕量 R 。稳定性裕量 R 的定义和换算方法见文献^[8]。

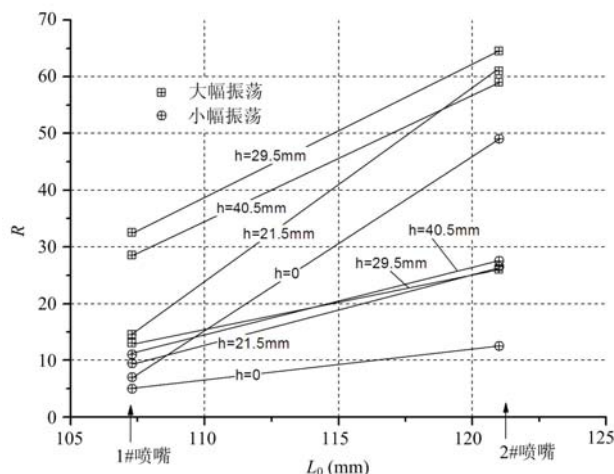


图 3 喷嘴长度 L_0 对燃烧稳定性裕量 R 的影响

Fig. 3 Curves of the R - L_0

3 结果与讨论

图 3 给出了燃烧稳定性裕量随喷嘴长度的变化, 试验喷嘴分别为 1# 和 2# 喷嘴, 两个喷嘴的入口直径 d_0 和缩进室长度 L_1 相同, 喷嘴长度 L_0 分别为 108mm 和 121mm。从图 3 中看出: (1) 在所有的隔板高度下, 2# 喷嘴的稳定性裕量 R 均大于 1# 喷嘴。分析认为, 对于液体火箭发动机燃烧室, 激发的燃烧振荡波将向燃烧室两端, 分别为上游的气体喷嘴通道和下游的燃烧室喉部传播。由于燃烧室下游喉部位置的马赫数等于 1, 喉部下游的波不能够逆流向上传播; 对于液氧煤油同轴式喷嘴, 直流式气体喷嘴相当于一个声学谐振器, 振荡波通过气体喷嘴时将在喷嘴燃气通道中耗散

一定的能量, 并将另外一部分振荡能量“传递”到喷嘴入口端; (2) 随着隔板高度的减小, 同一喷嘴的 R 值降低。用高度较低的隔板 ($h=29.5mm$) 试验 2# 喷嘴时, 其大幅振荡的燃烧稳定性裕量 R 保持相当的水平, 但小幅振荡的稳定性裕量从 49 降低到 27.5; 继续降低隔板高度, 大幅振荡和小幅振荡基本维持不变, 而无隔板试验时激发的大幅振荡与小幅振荡的稳定性裕量急剧减小, 分别为 26 和 12.5。分析认为, 当燃烧室增加隔板时, 燃烧室头部被分隔为多个相对独立的小区域, 带来更多的振荡能量耗散, 表现为增加隔板时稳定性裕量增大。

图4给出了喷嘴的缩进室长度对燃烧稳定性裕量的影响。从图中看出,将缩进室长度从11.2mm增大到14mm,大幅振荡和小幅振荡的稳定性裕量减小,表明燃烧室工作过程的稳定性降低。实验过程中观察到,缩进室长度为14mm时,燃烧在缩进室内部就进行了。分析认为,缩进室长度增加,氧化剂与燃料在缩进室内掺混更加充分,火焰锋前移,当缩进室长度大于某个值时,燃烧将在缩进室内进行,这使得燃烧对外部条件变得更加敏感,稳定性裕量降低。

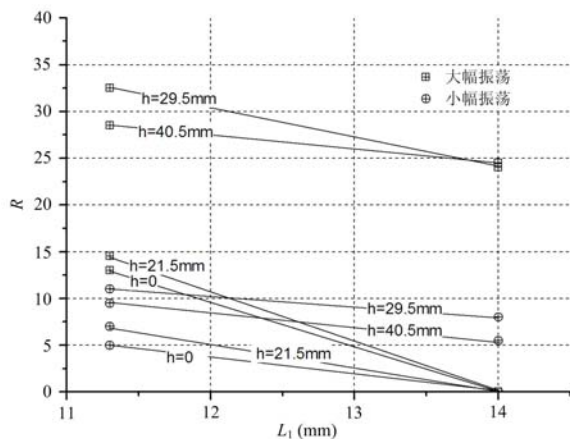


图4 喷嘴缩进长度 L_1 对燃烧稳定性裕量 R 的影响

Fig. 4 Curves of the R - L_1

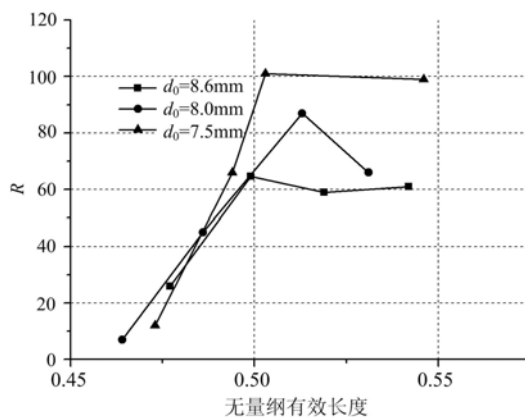


图5 入口节流嘴直径 d_0 对燃烧稳定性裕量 R 的影响

Fig. 5 Curves of the R - d_0

对于液氧煤油补燃循环火箭发动机同轴式喷嘴,其声学性能是喷嘴几何长度、入口节流嘴直径和燃气特性等综合影响的结果。用喷嘴无量纲有效长度 $\bar{L}$ 表示:

$$\bar{L} = \frac{L}{\lambda_0} \quad (2)$$

式中, L 为喷嘴有效长度,包括喷嘴长度 L_0 、入口节流嘴直径 d_0 以及直流式气体喷嘴内燃气马赫数的修正; $\lambda_0 = C_0 / f_{1T}$ 为燃烧室一阶切向振荡频率 f_{1T} 下,直流式气体喷嘴内振荡的波长; C_0 为直流式气体喷嘴内的燃气声速。

图5给出了稳定性裕量 R 随入口节流嘴直径 d_0 的变化曲线,喷嘴长度 $L_0 = 121\text{mm}$ 、缩进室长度 $L_1 = 11.2\text{mm}$ 、隔板高度为 29.5mm 。从图中看出,(1)对于同一喷嘴,无量纲有效长度 $\bar{L}_0 \approx 0.5$,燃烧稳定性裕量最大。分析认为, $\bar{L}_0 \approx 0.5$ 意味着喷嘴有效长度为燃烧室一阶切向振荡波长的 0.5 倍,此时在喷嘴内消耗的振荡能量最大;(2)当 $\bar{L}_0 \approx 0.5$ 时,随着节流嘴直径的减小,燃烧稳定性裕量逐渐增大。分析认为,这是由于节流嘴直径减小,在相同的燃气流量下,喷嘴压降增加,提高了抗干扰的能力,增加了稳定性裕量。

4 结论

高频燃烧不稳定性是火箭发动机研究与技术发展的瓶颈。由于发动机工作在高温(大于 3500K)、高压(大于 15MPa)环境下,全尺寸发动机热试验风险大,高频燃烧不稳定性低压模拟实验技术是一种重要的研究手段。本文实验研究了高压补燃循环液氧煤油发动机同轴式喷嘴结构对高频燃烧不稳定性的影响,得到以下主要结论:

(1) 同轴式喷嘴长度是影响燃烧稳定性裕量的主要参数之一,它将耗散燃烧室振荡的能量。当喷嘴无量纲有效长度接近于 0.5 时,燃烧稳定性裕量最大。

(2) 入口节流嘴直径影响燃气的压降,压降越大稳定性裕量增大;节流嘴直径还与喷嘴有效长度有关,它决定了喷嘴中燃气的马赫数,是喷嘴有效长度的主要修正参数。

(3) 喷嘴的缩进室长度主要影响火焰锋的位置,从而影响稳定性裕量。缩进室长度从 11.2mm 增大到 14mm ,燃烧室工作过程的稳定性变差。

参考文献:

- [1] 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]. 朱宁昌, 张宝炯 译. 北京:国防工业出版社, 1980.
- [2] Vigor Y, William E. Liquid rocket engine combustion instability. Volume 169, Progress in Aeronautics and Astronautics[M]. Washington: The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [3] LeCourt R, Foucaud R. Experiments on Stability of Liquid Propellant Rocket Motors[J]. AIAA Paper 1987-1772.
- [4] Sohn C H, Seol W S, Lee S Y, et al. Application of Combustion Stabilization Devices to Liquid Rocket Engine [C]. Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2003, 31(6):79-87.
- [5] Ryan C C, Robert A F, Vladimir G B. Experimental Methodology for Measuring Combustion and Injection Coupled Responses[J]. AIAA 2006-4527.
- [6] Sohn C H, Seol W S, Shibanov A A, et al. On the Method for Hot-Fire Modeling of High-Frequency Combustion Instability in Liquid Rocket Engines[J]. KSME International Journal, 2004, 18(6):1010-1018.
- [7] Dexter C E, Fisher M F, Hulka J R, et al. Scaling Techniques in Liquid Rocket Engine Combustion Devices Testing[C]. The Second International Symposium on Liquid Rocket Engines, Paris, 1995.
- [8] 张蒙正, 张志涛, 李鳌 等. 高频燃烧不稳定性单喷注器燃烧室模拟实验的研究[J]. 实验技术与管理, 2008, 25(3):28-32 (ZHANG Mengzhen, ZHANG Zhitao, LI Ao, et al. Simulation test of high-frequency combustion instabilities of chamber with single injector[J]. Experimental Technology and Management, 2008, 25(3):28-32 (in Chinese))
- [9] 李龙飞, 陈建华, 张蒙正 等. 液氧煤油气液同轴直流离心式喷注器的声学模拟实验[J]. 火箭推进, 2006, 32(2):1-5 (LI Longfei, CHEN Jianhua, ZHANG Mengzhen, et al. Acoustic modeling experimental investigation of the LOX/kerosene gas-liquid coaxial orifice-swirl injector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(2):1-5 (in Chinese))
- [10] Oschwald M, Chehroudi B, Talley D, et al. Injection of Fluids into Supercritical Environments[J]. Combustion Science and Technology, 2006, 178:49-100.

Influence of Geometrical Structure of Coaxial Injector on High-frequency Combustion Instability for Staged Combustion LOX/kerosene Rocket Engine

WANG Feng¹, LI Long-fei², ZHANG Gui-tian²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Combustion stability boundary was investigated experimentally by using a subscale chamber for screening the coaxial injectors of a high-pressure staged combustion LOX/kerosene rocket engine. The geometrical dimension and operating condition of injector were determined with the single-injector firing modeling experimental system. The gaseous propellant components were used to provide actual volumetric flow rates under low pressure, which is practically equal to atmospheric pressure. Inherent acoustic frequency of subscale combustion chamber is consistent with the actual combustion chamber. Results show that two major instability regions are identified by the parameters of combustion-chamber pressure and mixture ratio. The geometrical structures including total length, retractive length of injector and entry diameter have crucial effect on the combustion instability boundary, and have a relative optimal range.

Keywords: liquid rocket engine; coaxial injector; high-frequency combustion instability; firing simulation test