

气液比对液体中心式气液同轴离心喷嘴燃烧过程的影响*

康忠涛^{1,2,3}, 李清廉^{2,3}, 邹建军^{2,3}, 成鹏^{2,3}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073;

3. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 为了分析气液比对液体中心式气液同轴离心喷嘴燃烧过程的影响, 针对一台采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃气发生器在不同气液比下进行热试, 并对试验结果进行深入分析。结果表明: 随着气液比的增加, 燃烧过程存在三种状态——稳定燃烧、稳定燃烧过渡到低频不稳定燃烧、低频不稳定燃烧。这种低频不稳定燃烧与供应系统的振荡无关, 是由气液比增加造成三岔火焰远离喷注面板, 当三岔火焰到达喷雾撞击点后火焰稳定性降低, 使得火焰在回流区内前后振荡引起的。

关键词: 同轴离心喷嘴; 气液比; 燃烧不稳定

中图分类号: V235.21 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2018)06-052-09

Effects of gas liquid ratio on the combustion of liquid centered swirl coaxial injector

KANG Zhongtao^{1,2,3}, LI Qinglian^{2,3}, ZOU Jianjun^{2,3}, CHENG Peng^{2,3}

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamic Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

3. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to analyze the influence of gas liquid ratio on the combustion of liquid centered swirl coaxial injector, hot tests were conducted with a combustion gas generator under different gas liquid ratio. This combustion gas generator was equipped with liquid centered swirl coaxial injector. The results show that there exist three combustion conditions: stable combustion, transition from stable combustion to low frequency combustion instability and low frequency combustion instability. The low frequency combustion instability is not related to the oscillation of the supply system. It occurs because the triple flame moves away from the injection panel, when the triple flame arrives at the point of the impinging sprays, the stability of the triple flames decrease rapidly, making the flame front oscillating in the recirculation zone.

Key words: swirl coaxial injector; gas liquid ratio; combustion instability

由于具有良好的雾化性能和工况适应性, 液体中心式气液同轴离心喷嘴在 RL10-A、RD-57、YF-73、YF-75 等发动机中得到了应用, 并且在低温无毒液氧-甲烷发动机中也是一种备选应用方案^[1]。这种喷嘴由一个液体离心式喷嘴和同轴气体环缝组成, 根据氧化剂和燃料状态的不同可以选择“液氧-气燃”和“气氧-液燃”两种推进剂组合形式。液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃烧特性主要包括发动机燃烧性能和喷嘴的火焰结构特性。

由于用气体燃料将液氧包裹在其内部可以避

免液氧溅到燃烧室壁面造成烧蚀, “液氧-气燃”这种推进剂组合主要应用于液体火箭发动机。针对液体中心式气液同轴离心喷嘴对发动机燃烧性能的影响, 国内外开展了大量的研究^[2-4]。Hulka 等^[5-6]指出, 增加液氧喷注动量、减小燃料喷注动量能够增加发动机燃烧效率。Sasaki 等^[7]对比了液体中心式气液同轴直流喷嘴和液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃烧特性, 指出采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的发动机比采用液体中心式气液同轴直流喷嘴的发动机具有更好的稳定性, 因为液体中心式气液同轴离心喷嘴具有更好的雾化

* 收稿日期: 2017-10-09

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11472303, 11402298); 新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-13-0156); 国家重点基础研究发展计划资助项目(613239)

作者简介: 康忠涛(1987—), 男, 四川内江人, 助理研究员, 博士, E-mail: kangzhongtao@126.com

性能。Jones 等^[8]对比了采用液体中心式气液同轴直流喷嘴和液体中心式气液同轴离心喷嘴的发动机燃烧室壁面热流分布情况,发现采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃烧室壁面热流分布更加均匀,两种喷嘴工作时沿轴向壁面热流分布变化都小于3%。Tamura 等^[9]指出液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃烧非常靠近喷注面板,燃烧性能随着混合比的增大而提升。Howell 等^[10]发现燃料的喷注速度对燃烧效率有重要影响,减小燃料喷注速度是提高燃烧效率的重要手段。Zhuang 等^[11]分析了缩进对液体中心式气液同轴离心喷嘴火焰的影响,指出缩进会显著改变燃料和氧化剂的喷注速度和动量比,进一步影响燃烧性能,且存在最佳的喷嘴缩进长度。

对于“液氧-气燃”这种推进剂组合下液体中心式气液同轴离心喷嘴的火焰结构,Rahman 等^[12]用液氧氢气进行了开窗热试,发现火焰驻定在液氧喷嘴出口。Salgues 和 Kalitan 等^[13-14]对比分析了液体中心式气液同轴直流喷嘴和液体中心式气液同轴离心喷嘴的液氧甲烷火焰结构。发现 OH-PLIF 和 OH* 两种信号强度在火焰中的位置是不同的。液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃烧室压力和燃烧效率要高于液体中心式气液同轴直流喷嘴,动量比更高的液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃烧效率更高。这是因为燃烧主要受雾化控制,液体中心式气液同轴离心喷嘴的雾化效率高于液体中心式气液同轴直流喷嘴,同时动量比高的喷嘴雾化效率更高。液体中心式气液同轴直流喷嘴的液核和火焰扩张不如液体中心式气液同轴离心喷嘴。OH* 化学发光位置在液核边缘,在喷嘴面板附近,发光区非常靠近液膜,并且当向下游发展时可以明显看到扩张和亮度增强。流场结构、雾化和混合过程对 OH-PLIF 和 OH* 信号位置都有重要影响。燃烧区突然膨胀的地方是雾化和蒸发最快的地方,此处 OH* 信号较强。这一位置发生的过程与整个燃烧效率有关,动量比大的液体中心式气液同轴离心喷嘴之所以性能更好是由于这些物理过程发生得更早。

“气氧-液燃”这种推进剂被广泛应用于高超声速地面试验系统的燃气发生器中。目前针对这种推进剂组合下液体中心式气液同轴离心喷嘴燃烧特性的研究主要集中在发动机点火和燃烧性能上。钟战^[15]针对采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃气发生器,对比了氧气和空气对燃气发生器点火和燃烧性能的影响。他指出,以氧气作为氧化剂时,燃气发生器燃烧效率与液滴蒸发

速率密切相关;以空气作为氧化剂时,气体流速大导致火焰难以在燃烧室内稳定是燃气发生器点火困难的主要原因。Zhong 等^[16]对采用液体中心式气液同轴离心喷嘴以及以空气为氧化剂的燃气发生器的火焰稳定性进行了研究,发现减小喉部直径、增大燃烧室压力、提高液体燃料喷注压降、安装 V 型槽火焰稳定器可以显著提高燃气发生器的火焰稳定能力。从这些手段可以看出,火焰稳定能力主要受气体喷注速度和液滴蒸发时间共同决定,减小喉部直径、增大燃烧室压力可以降低气体喷注速度,提高液体燃料喷注压降可以增强燃料的雾化、减小液滴直径、缩短蒸发时间。张新桥等^[17]对采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的空气-煤油-水燃气发生器的点火特性进行了试验,试验中采用 V 型槽火焰稳定器,结果表明:实现可靠点火的余氧系数下限为 0.51,水的加入使点火和火焰稳定困难,可以通过提高余氧系数来提高点火可靠性和火焰稳定性。张新桥等^[18]对采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃气发生器以氧气作为氧化剂进行点火热试,对试验结果的统计分析表明:燃气发生器存在低频不稳定燃烧和粗暴燃烧两种不稳定燃烧形态,其中粗暴燃烧没有主频,其发生概率高于低频不稳定燃烧,且与余氧系数存在较强相关性。康忠涛等^[19-21]对采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的空气-煤油燃气发生器进行了点火和燃烧性能试验,发现空气含氧量低、喷注速度太大造成火焰难以稳定,需要采用 V 型火焰稳定器或气体旋流器形成回流区以稳定火焰。

从以上分析可知,对液体中心式气液同轴离心喷嘴燃烧过程的研究主要关注喷嘴燃烧性能,而对燃烧稳定性的研究很少。而不稳定燃烧一直是困扰发动机研制的世界难题,会对发动机结构造成剧烈破坏。因此有必要对液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃烧稳定性开展研究,特别是气液比对液体中心式气液同轴离心喷嘴燃烧稳定性的影响。

1 试验方法

为了分析气液比对液体中心式气液同轴离心喷嘴燃烧过程的影响,对一个采用液体中心式气液同轴离心喷嘴的燃气发生器进行了一系列热试。

1.1 燃气发生器

燃气发生器的构成及工作原理如图 1 所示。燃气发生器燃料通过均匀布置在喷注面板上的切向孔离心式喷嘴喷注进入燃烧室。燃气发生器氧

气通过离心式喷嘴周围的环缝喷注进入燃烧室。燃料与氧化剂在喷嘴出口相互掺混、蒸发并燃烧。燃烧室为圆筒形燃烧室,喷管为圆弧过渡收缩喷管。燃气发生器采用高温热射流点火,点火孔布置于喷注面板正中心。

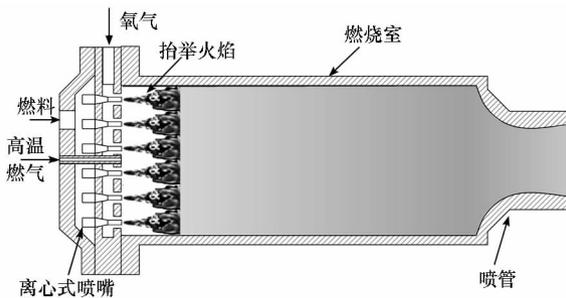


图 1 燃气发生器示意图

Fig. 1 Schematic of combustion gas generator

1.2 试验系统

1.2.1 管路与供应系统

燃气发生器热试采用挤压式供应系统。由于燃气发生器流量较大,需要较大的点火能力,试验采用高温热射流进行点火。燃气发生器的供应包括燃气发生器燃料和燃气发生器氧气,以及燃料和氧气的吹除管路。

1.2.2 测控系统

燃气发生器试验过程中测量的参数有压力和流量,测量系统包括压力传感器、流量计、数据采集与处理系统。压力测量精度为 0.5% F_s , 流量测量精度为 1.0% F_s , 数据采集频率可调节。控制系统由工控机和光耦隔离数字输入输出面板及控制继电器构成,可以实现自动控制和手动控制。

1.3 试验工况

燃气发生器试验工况见表 1,一共进行了 13 次热试。试验通过调节燃发器氧气流量来调节气液比,同时余氧系数也随着气液比的增大而增大。此外,表 1 中还给出了通过热力计算得到的完全反应后的理论燃烧温度。从气液比为 0.231 时的 725.7 K 增加到气液比为 0.335 时的 1137.4 K。

2 结果与讨论

2.1 试验结果与分类

燃气发生器热试结果见表 2。从表 2 中可以看出,随着气液比的增加,燃气发生器理论燃烧温度逐渐升高。对这些热试数据进行归类,可以发现,随着气液比的增加,燃气发生器燃烧过程可以分为三种类型:稳定燃烧、稳定燃烧过渡到低频不稳定燃烧和低频不稳定燃烧。

表 1 燃气发生器热试工况

Tab. 1 Experimental conditions and parameters

序号	气液比	理论燃烧温度/K
H-1	0.231	725.7
H-2	0.235	738.8
H-3	0.258	809.5
H-4	0.259	813.9
H-5	0.274	861.1
H-6	0.278	873.5
H-7	0.284	893.7
H-8	0.292	924.4
H-9	0.295	935.9
H-10	0.313	1024.4
H-11	0.316	1039.7
H-12	0.334	1132.3
H-13	0.335	1137.4

表 2 燃气发生器热试结果

Tab. 2 Experimental results of combustion gas generator hot tests

气液比	理论燃烧温度/K	试验结果	燃烧效率	频率/Hz
0.231	725.7	稳定	0.82	
0.235	738.8	稳定	0.80	
0.258	809.5	稳定	0.83	
0.259	813.9	稳定	0.83	
0.274	861.1	稳定→低频不稳定	0.87	20.02
0.278	873.5	稳定→低频不稳定	0.87	18.07
0.284	893.7	稳定→低频不稳定	0.88	18.55
0.292	924.4	稳定→低频不稳定	0.87	21.00
0.295	935.9	稳定→低频不稳定	0.80	21.97
0.313	1024.4	低频不稳定	0.86	20.51
0.316	1039.7	低频不稳定	0.85	17.58
0.334	1132.3	低频不稳定	0.88	20.02
0.335	1137.4	低频不稳定	0.80	19.53

2.1.1 稳定燃烧

对压力曲线采用燃烧室设计压力进行无量纲化处理,得到稳定燃烧时的无量纲燃烧室压力、无量纲氧气喷前压力和无量纲燃料喷前压力曲线,如图 2(a)所示。从图 2(a)中可以看出,试验过程中燃烧室压力和燃料喷前压力较为稳定,但氧气喷前压力存在一定波动。对燃烧室压力曲线进行短时傅里叶变换得到频谱随时间的变化云图,如图 2(b)所示。从图 2(b)中可以看出,燃烧室压力没有明显主频。

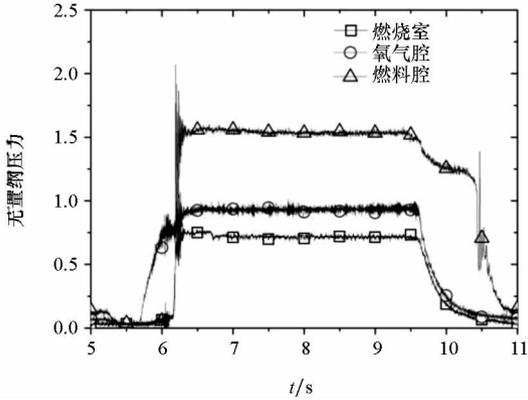
2.1.2 稳定燃烧过渡到低频不稳定燃烧

典型的稳定燃烧逐渐过渡到低频不稳定燃烧

时的无量纲燃烧室压力、无量纲氧气喷前压力和无量纲燃料喷前压力曲线如图 2(c) 所示。从图 2(c) 中可以看出,试验过程中燃料喷前压力较为稳定,氧气喷前压力一直处于振荡状态,而燃烧室压力在 6.2~7.1 s 之间为稳定状态,之后开始振荡。燃烧室压力频谱随时间的变化如图 2(d) 所示。从图 2(d) 中可以看出,燃烧室在 6.2~7.1 s 之间没有明显主频,之后开始出现低频振荡。

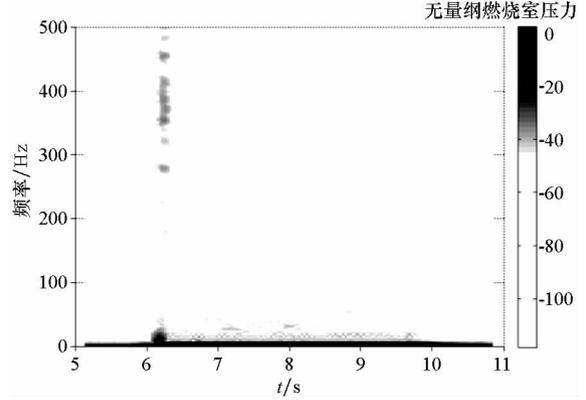
2.1.3 低频不稳定燃烧

典型的低频不稳定燃烧时的无量纲燃烧室压力、无量纲氧气喷前压力和无量纲燃料喷前压力曲线如图 2(e) 所示。从图 2(e) 中可以看出,试验过程中氧气喷前和燃烧室压力一直存在振荡,燃料喷前压力略有振荡。燃烧室压力曲线的频谱如图 2(f) 所示,从图 2(f) 中可以看出,整个试验过程中燃烧室压力为低频振荡。



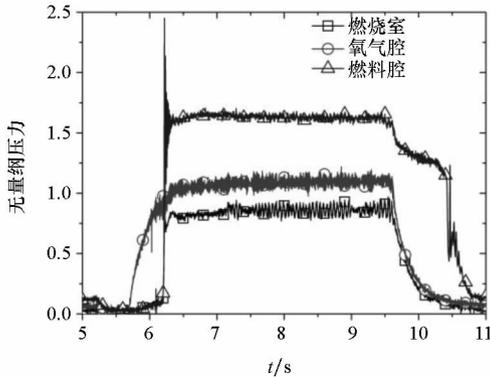
(a) 稳定燃烧时的压力曲线

(a) Pressure curves of stable combustion

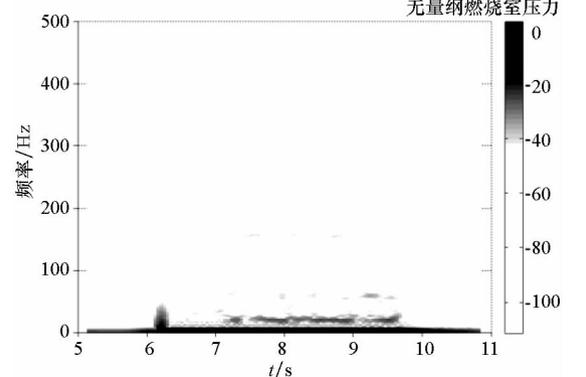


(b) 稳定燃烧时的频谱特征

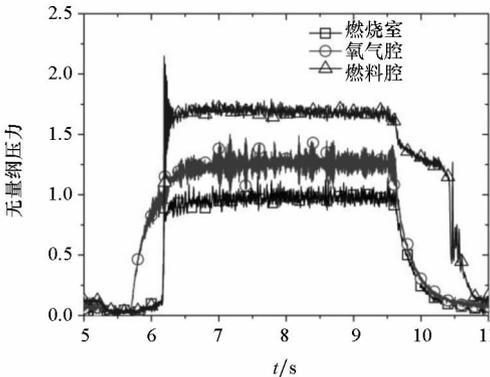
(b) Frequency spectrum of stable combustion



(c) 稳定向低频不稳定燃烧过渡时的压力曲线
(c) Pressure curves with the transition from stable combustion to low frequency combustion instability

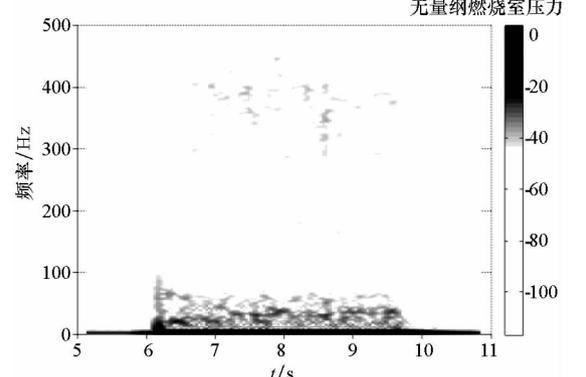


(d) 稳定向低频不稳定燃烧过渡时的频谱特征
(d) Frequency spectrum with the transition from stable combustion to low frequency combustion instability



(e) 低频不稳定燃烧时的压力曲线

(e) Pressure curves of low frequency combustion instability



(f) 低频不稳定燃烧时的频谱特征

(f) Frequency spectrum of low frequency combustion instability

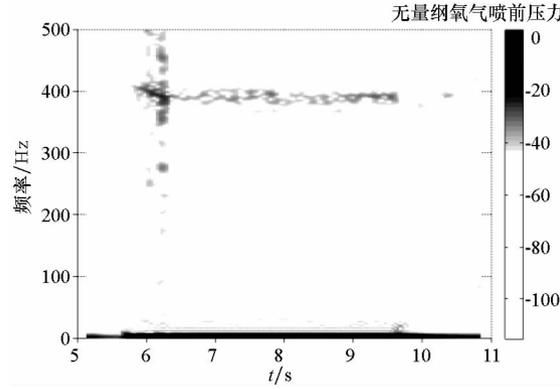
图2 三种典型试验结果的压力曲线和频谱特征

Fig. 2 Pressure curves and frequency spectrum of three typical experimental results

2.2 不稳定燃烧机理分析

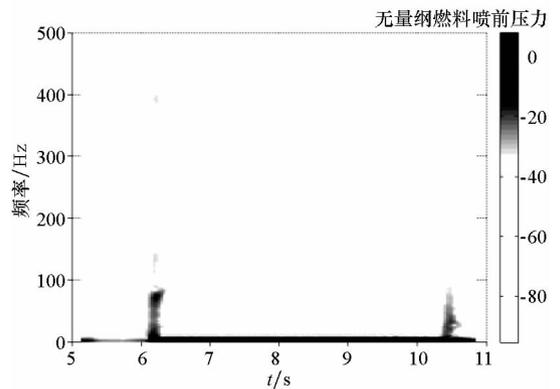
通常认为液体火箭发动机中低频不稳定燃烧是燃烧过程与供应系统耦合产生的,而高频不稳定燃烧是燃烧过程与燃烧室声学过程耦合

产生的。为了找到燃气发生器中低频不稳定燃烧产生的真正原因,计算得到了燃气发生器氧气喷前和燃料喷前压力的频谱特征,如图 3 所示。



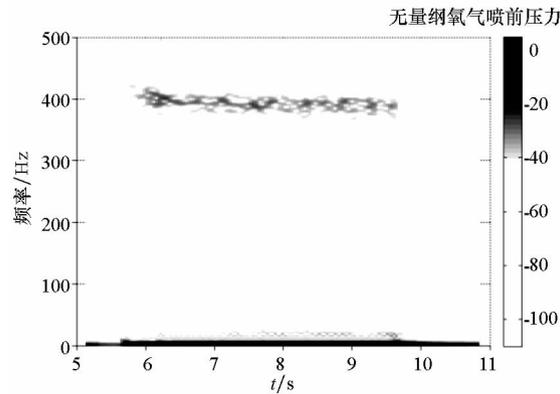
(a) 稳定燃烧时氧气集气腔压力频谱

(a) Frequency spectrum of the oxygen manifold pressure in stable combustion



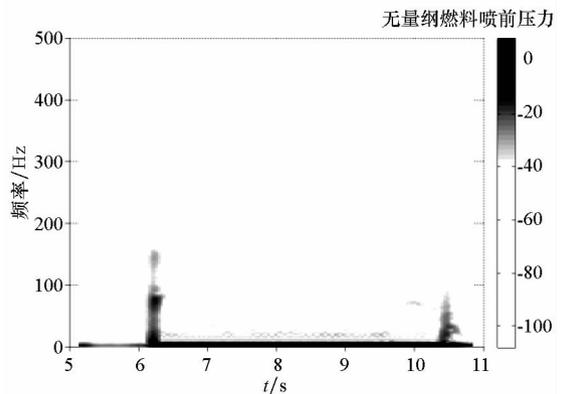
(b) 稳定燃烧时燃料集液腔压力频谱

(b) Frequency spectrum of the fuel manifold pressure in stable combustion



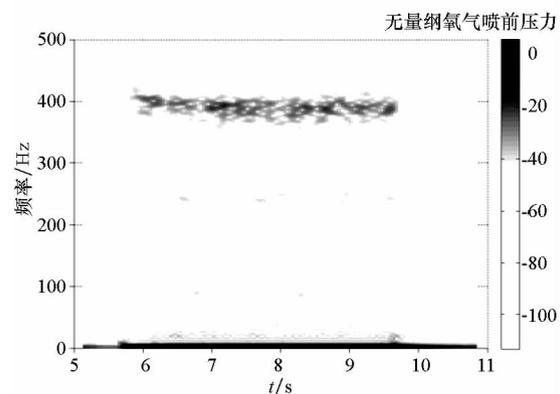
(c) 稳定向低频不稳定燃烧过渡时
氧气集气腔压力频谱

(c) Frequency spectrum of the oxygen manifold pressure in the transition from stable combustion to low frequency combustion instability



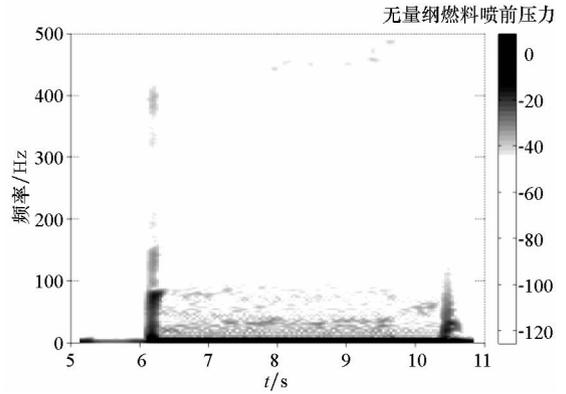
(d) 稳定向低频不稳定燃烧过渡时
燃料集液腔压力频谱

(d) Frequency spectrum of the fuel manifold pressure in the transition from stable combustion to low frequency combustion instability



(e) 低频不稳定燃烧时氧气集气腔压力频谱

(e) Frequency spectrum of the oxygen manifold pressure in the low frequency combustion instability



(f) 低频不稳定燃烧时燃料集液腔压力频谱

(f) Frequency spectrum of the fuel manifold pressure in the low frequency combustion instability

图 3 三种典型试验结果的氧气集气腔和燃料集液腔频谱特征

Fig. 3 Three typical frequency spectrums of the pressures in oxygen and fuel manifold

从图3中可以看出,稳定燃烧时,燃料喷前压力没有明显主频,但氧气喷前压力从氧气开阀到关阀一直存在一个约400 Hz的主频。这个主频是由氧气供应系统造成的,但是燃烧过程对氧气供应系统的这个中频振荡具有抑制作用,使得这个中频没有体现到燃烧室压力上来。燃烧室从稳定燃烧过渡到低频不稳定燃烧时,氧气喷前压力仍然存在一个约400 Hz的主频,但是这个主频与燃烧室压力振荡频率差别较大,这说明燃烧过程的低频振荡不是由氧气喷前振荡引起的。从燃料喷前的压力频谱来看,此时燃料喷前受燃烧室压力振荡的影响还不明显。当燃烧室低频振荡时,氧气喷前压力仍然存在约400 Hz的中频。但是这与燃烧室压力的振荡频率相差很远,这说明燃烧室压力的低频振荡是由燃烧过程本身造成的。此时,燃料喷前压力略有低频振荡,这是由燃烧室压力的振荡引起的。

从上述分析可以看出,试验中形成的燃烧室低频振荡的主频与氧气供应系统振荡的中频相差较远,这说明低频不稳定燃烧与供应系统的振荡无关。从表2中可以看出,低频不稳定燃烧是伴随气液比的增大出现的,说明这种低频不稳定燃烧主要与工况参数有关。从喷雾的角度看,工况参数主要影响燃烧室内喷雾锥角、雾化质量和流场结构。这些参数的变化又会影响火焰传播速度、火焰扩张角、火焰驻定位置等。当不稳定燃烧发生后,燃烧室主频约为20 Hz,并且基本不受气液比的影响。这表明气液比等工况参数只决定这种低频不稳定燃烧是否发生,一旦低频不稳定燃烧发生后,就不再受气液比的影响,即低频不稳定燃烧发生后其自维持机制与气液比无关。

燃气发生器喷注面板如图4所示,从图中可以看出,除了靠近燃烧室壁面的一圈喷嘴外,在内部每个喷嘴周围都有6个喷嘴。可以将相邻4个喷嘴构成的“菱形”区域视为一个大的喷注单元。由于具有对称性,可以认为相邻的大喷注单元之间没有质量交换,即每个大喷注单元可以看作是封闭的。在每个喷注单元内部,其喷嘴出口附近典型的流场结构如图5所示。燃料和氧气的射流会在两个喷嘴之间形成两种回流区:一种是离心式喷嘴出口处形成的回流区,由于喷嘴壁厚较小,此处的回流区尺寸很小;另一种是在两个喷嘴之间形成的回流区,由于两个液体中心式气液同轴离心喷嘴相距较远,此处形成的回流区尺寸比离心式喷嘴出口处的回

流区大很多。

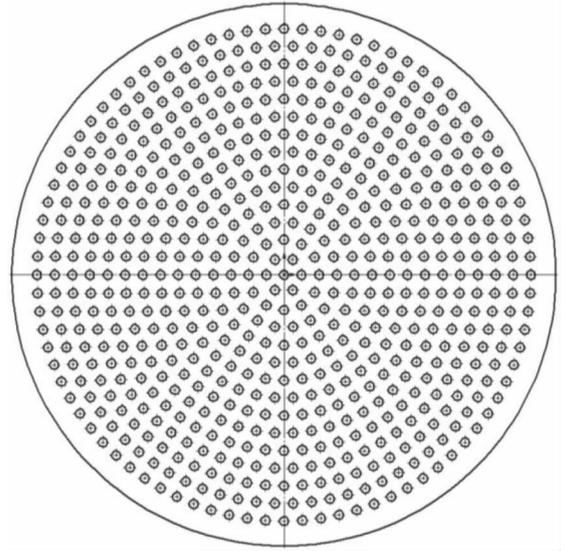


图4 喷注面板示意图

Fig. 4 Schematic of the faceplate

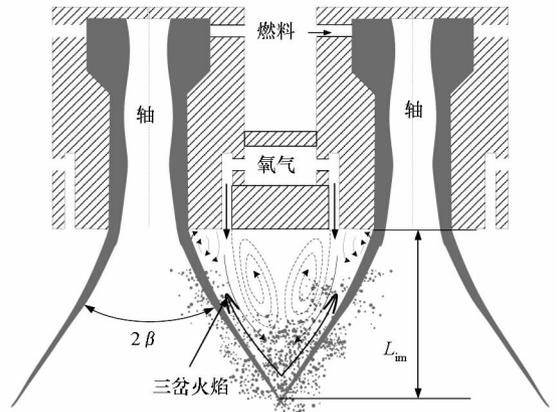


图5 燃烧室内喷雾火焰示意图

Fig. 5 Schematic of spray flame in combustion chamber

Singla等^[22-24]指出,要使火焰稳定在离心式喷嘴出口处的回流区内,回流区尺寸必须大于火焰面厚度。本文所采用的离心式喷嘴的喷嘴壁厚约为1 mm,因此离心式喷嘴出口处的小回流区尺寸厚度小于1 mm,而火焰面厚度则大于1 mm。这是因为采用的燃料分子量显著大于 H_2 ,其火焰面厚度应大于 LO_x/GH_2 火焰的火焰面厚度。而Herding^[25]通过平面激光诱导荧光(Planar Laser Induced Fluorescence, PLIF)测量得到 LO_x/GH_2 火焰的火焰面厚度约为1 mm。综上,喷雾火焰是不能稳定在离心式喷嘴出口的小回流区内的,这个结论也可以从试验后喷注面板的照片上得到,喷嘴出口没有任何烧蚀的痕迹,燃烧室内的喷雾火焰为一个脱体的火焰。

对于脱体火焰,由于氧气与燃料有一定的蒸

发、混合距离,可以形成部分预混状态。部分预混的来流会在燃料喷雾和氧气回流区之间形成一个三岔火焰,靠近燃料喷雾侧为富燃预混火焰,靠近氧气回流区侧为贫燃预混火焰,中间为扩散火焰。当氧气流量较大造成气流速度较大时,三岔火焰的火焰前锋会逐渐远离喷注面板。当三岔火焰的火焰前锋接近两个喷雾的撞击点时,两个三岔火焰就会相互作用,同时三岔火焰与氧气回流区也会相互作用。由于喷雾撞击点附近流动本身就是非常不稳定的,这些作用更会显著降低火焰的稳定性,使得三岔火焰贫燃侧预混火焰在氧气回流区内前后振荡。当氧气流量进一步增大时,气流速度也进一步增大,使得三岔火焰的火焰前锋进一步远离喷注面板,当火焰前锋到达喷雾撞击点后,火焰被吹熄。

为了验证上述燃气发生器低频振荡机理,对三岔火焰贫燃侧预混火焰在氧气回流区内的振荡频率进行估算。首先,采用 CHEMKIN - PRO 中的火焰速度计算器计算得到燃料和氧气预混燃烧的火焰传播速度,如图 6 所示。从图 6 中可以看出,火焰传播速度随着燃烧室压强的增大而减小,但是减小幅度不大。频率估算时,取三岔火焰贫燃侧预混火焰的火焰传播速度为 3 m/s。然后,对于低速回流区,不考虑其内部的气流速度,回流区长度取两个喷雾的撞击点距喷注面板的距离 L_{im} 。最后,根据火焰在回流区内前后振荡一次的时间可以计算得到火焰的振荡频率。

$$f_{os} = \frac{1}{t_{os}} = \frac{V_{flame}}{2L_{im}} \quad (1)$$

式中, f_{os} 为火焰前后振荡频率, t_{os} 为火焰振荡周期, V_{flame} 为火焰传播速度, L_{im} 为喷雾撞击点距喷注面板的距离。

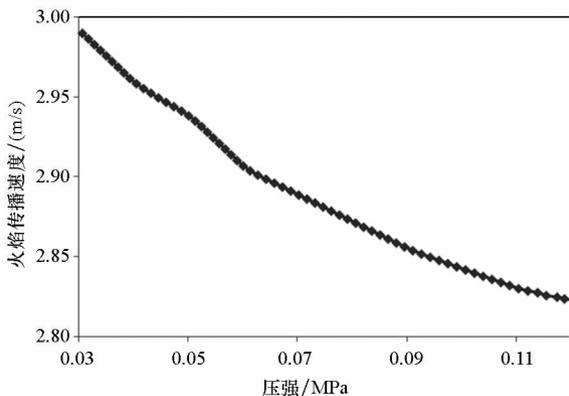


图 6 火焰传播速度随燃烧室压强的变化曲线

Fig. 6 Flame velocities with different chamber pressures

至此,只要知道喷雾撞击点距喷注面板的距

离 L_{im} 就可以得到火焰前后振荡的频率。 L_{im} 可以根据两个喷嘴的轴线距离 $L_{injector}$ 和喷雾锥角 2β 按式(2)计算得到。

$$L_{im} = \frac{L_{injector} - D_0}{2\tan\beta} \quad (2)$$

式中,喷注面板上两个喷嘴间距 $L_{injector} = 44$ mm (“菱形”喷注单元长对角线上的两个喷嘴间距), D_0 为喷嘴直径,根据文献[26]给出的喷雾参数预估模型计算得到喷雾锥角 $2\beta = 37.6^\circ$ 。计算得到喷雾撞击距离 $L_{im} = 56$ mm,火焰振荡频率 $f_{os} = \frac{3}{0.056 \times 2} = 26.79$ Hz。

从表 2 中可以看出,燃气发生器试验中出现的低频不稳定燃烧频率与三岔火焰贫燃侧预混火焰在氧气回流区内的前后振荡频率非常接近,这表明低频不稳定燃烧确实是由火焰在燃烧室内的前后振荡造成的。可以看到,模型计算得到的火焰振荡频率略高于低频不稳定燃烧的主频,这可能是因为喷雾锥角计算中没有考虑气体喷注的影响。在实际的燃气发生器中,气体以亚声速喷注进入燃烧室,会在一定程度上减小喷雾锥角,从而使得喷雾撞击点距喷注面板的距离增大,计算得到的火焰振荡频率减小。考虑气体喷注的影响后计算得到的火焰振荡频率将与试验结果更加吻合。

2.3 燃烧性能

从表 2 中可以看出,随着气液比的增大,燃气发生器从稳定燃烧过渡到低频不稳定燃烧。除个别点外,发生低频不稳定燃烧后的燃烧效率显著高于稳定燃烧。燃烧效率的提高一方面可能是由低频不稳定燃烧引起的,另一方面也可能是由于气液比增大的同时余氧系数也同步增大,而燃烧效率随着余氧系数的增大而增大。此外,气液比的增大也会使得喷嘴雾化效率提高,这也是燃烧效率提高的重要因素。

3 结论

针对燃气发生器,改变气液比开展了一系列热试,并对热试结果进行了深入分析。得到的主要结论如下:

1) 随着气液比的增大,液体中心式气液同轴离心喷嘴燃烧过程存在三种状态:稳定燃烧、稳定燃烧过渡到低频不稳定燃烧和低频不稳定燃烧。

2) 由于试验中离心式喷嘴出口处的回流区尺寸小于稳定火焰需要的尺寸,火焰不能在喷

嘴出口驻定,形成一个脱体三岔火焰。随着气液比的增大,火焰面逐渐远离喷注面板,当火焰面接近喷雾撞击点时,火焰与火焰、火焰与回流区的相互作用会减小火焰的稳定性,使得靠近回流区一侧的火焰前后振荡,形成低频不稳定燃烧。

3)随着气液比的增大,喷嘴燃烧效率呈增加趋势,这与雾化效率和气液比增大造成余氧系数的增大有关。^[27]

参考文献 (References)

- [1] Robert I, Frederick R, Jr., David L, et al. Program for comprehensive investigation of LO_x /methane injectors [C]//Proceedings of 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [2] Elam S K. Subscale LO_x /hydrogen testing with a modular chamber and a swirl coaxial injector [C]//Proceedings of 27th Joint Propulsion Conference, 1991.
- [3] Petersen E, Rozelle R, Borgel P. Characterization and wall compatibility testing of a 40 K pound thrust class swirl-coaxial injector and calorimeter combustion chamber [C]//Proceedings of 27th Joint Propulsion Conference, 1991.
- [4] Mulkey H, Moser M, Hitt M. GO_x /methane combustion efficiency of a swirl coaxial injector [C]//Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2009.
- [5] Hulka J, Makel D. Liquid oxygen/hydrogen testing of a single swirl coaxial injector element in a windowed combustion chamber [C]//Proceedings of 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.
- [6] Hulka J, Schneider J A, Dexter C. Performance and stability of a booster class LO_x/H_2 swirl coaxial element injector [C]//Proceedings of 27th Joint Propulsion Conference, 1991.
- [7] Sasaki M, Sakamoto H, Takahashi M, et al. Experimental study on combustion stability characteristics of non-swirl and swirl coaxial injectors [C]//Proceedings of 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [8] Jones G, Protz C, Bullard B, et al. Local heat flux measurements with single element coaxial injectors [C]//Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [9] Tamura H, Sakamoto H, Takahashi M, et al. LO_x/LH_2 subscale swirl coaxial injector testing [C]//Proceedings of 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997.
- [10] Howell D J, Petersen E, Clark J. Performance characteristics of LO_x-H_2 , tangential-entry, swirl-coaxial, rocket injectors [C]//Proceedings of 31st Aerospace Sciences Meeting, 1993.
- [11] Zhuang F C, Sun J G. Effects of swirl coaxial injector parameters on LO_x/GH_2 engine combustion performance [C]//Proceedings of 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
- [12] Rahman S A, Pal S, Santoro R J. Swirl coaxial atomization: cold-flow and hot-fire experiments [C]//Proceedings of 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1995.
- [13] Salgues D, Mouis A G, Lee S Y, et al. Shear and swirl coaxial injector studies of LO_x/GCH_4 rocket combustion using non-intrusive laser diagnostics [C]//Proceedings of 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [14] Kalitan D M, Salgues D, Mouis A G, et al. Experimental liquid rocket swirl coaxial injector study using non-intrusive optical techniques [C]//Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [15] 钟战. 燃气发生器点火与燃烧性能研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.
ZHONG Zhan. Research on the ignition and combustion performance of gas generator [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [16] Zhong Z, Li Q L, Wang Z G. Experimental research of the ignition characteristic of the gas generator with air/ H_80-01 propellant combination [C]//Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2009.
- [17] 张新桥, 李清廉, 康忠涛. 空气/煤油/水燃气发生器点火特性试验 [J]. 国防科技大学学报, 2013, 35 (4): 35-40.
ZHANG Xinqiao, LI Qinglian, KANG Zhongtao. Experimental researches on ignition characteristic of air/kerosene/water gas generator [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35 (4): 35-40. (in Chinese)
- [18] 张新桥, 李清廉, 沈赤兵, 等. 燃气发生器低频非稳态燃烧统计分析 [J]. 国防科技大学学报, 2016, 38 (2): 6-11.
ZHANG Xinqiao, LI Qinglian, SHEN Chibing, et al. Statistical analysis of low frequency unsteady combustion of gas generator [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38 (2): 6-11. (in Chinese)
- [19] 康忠涛, 李清廉, 张新桥. V槽稳定的空气/煤油部分预混火焰吹熄特性分析 [J]. 工程热物理学报, 2013, 34 (9): 1783-1786.
KANG Zhongtao, LI Qinglian, ZHANG Xinqiao. Blowoff characteristic of V-gutter stabilized air/kerosene partial premix flames [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34 (9): 1783-1786. (in Chinese)
- [20] 康忠涛, 李清廉, 张新桥. 基于V型槽的空气/煤油燃气发生器火焰稳定方法研究 [J]. 推进技术, 2013, 34 (9): 1231-1239.
KANG Zhongtao, LI Qinglian, ZHANG Xinqiao. Flame stabilization of air/kerosene gas generator based on V-gutter [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34 (9): 1231-1239. (in Chinese)
- [21] 康忠涛, 李清廉, 张新桥, 等. 两种空气/煤油燃气发生器富油燃烧组织方案对比 [J]. 航空动力学报, 2015, 30 (8): 1997-2003.
KANG Zhongtao, LI Qinglian, ZHANG Xinqiao, et al. Comparison of two fuel-rich combustion schemes in air/kerosene gas generator [J]. Journal of Aerospace Power,

- 2015, 30 (8): 1997 – 2003. (in Chinese)
- [22] Singla G, Scouflaire P, Rolon C, et al. Transcritical oxygen/transcritical or supercritical methane combustion [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30 (2): 2921 – 2928.
- [23] Singla G, Scouflaire P, Rolon C, et al. Planar laser-induced fluorescence of OH in high – pressure cryogenic LO_x/GH_2 jet flames [J]. Combustion and Flame, 2006, 144 (1/2): 151 – 169.
- [24] Singla G, Scouflaire P, Rolon J C, et al. Flame stabilization in high pressure LO_x/GH_2 and GCH_4 combustion [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31 (2): 2215 – 2222.
- [25] Herding G, Snyder R, Scouflaire P, et al. Flame stabilization in cryogenic propellant combustion [J]. Symposium (International) on Combustion, 1996, 26 (2): 2041 – 2047.
- [26] Kang Z T, Wang Z G, Li Q L, et al. Effects of trumpet on the flow characteristics of pressure swirl injectors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 34(4): 947 – 959.
- [27] 康忠涛. 气液同轴离心式喷嘴非定常雾化机理和燃烧特性研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2016.
- KANG Zhongtao. The unsteady atomization mechanism and combustion characteristics of gas-liquid swirl coaxial injector [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)