doi:10.11887/j.cn.201602002 http://journal.nudt.edu.cn

燃气发生器低频非稳态燃烧统计分析*

张新桥[1,2],李清廉[1,2],沈赤兵[1,2],康忠涛[1,2]
(1.国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073;
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)

摘 要:针对冲压发动机地面试验需求,设计燃气发生器,通过试验统计研究其燃烧稳定性特征。结果表明:该燃气发生器发生低频非稳态燃烧的概率为32.7%,存在两种振荡形态。一种存在振荡主频,即低频不稳定燃烧;另一种没有主频,燃烧形态为粗暴燃烧。粗暴燃烧发生概率高且与余氧系数存在较强的相关性,低频不稳定燃烧发生概率低。两种形态的振荡能量分布位置不同。

关键词:燃气发生器;频域分析;低频不稳定燃烧;粗暴燃烧
中图分类号:V435 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2016)02-006-06

Statistical analysis of low frequency unsteady combustion of gas generator

ZHANG Xinqiao[1,2], *LI Qinglian*[1,2], *SHEN Chibing*[1,2], *KANG Zhongtao*[1,2]
(1. College of Aerospace Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to satisfy the demand of scramjet ground test, a gas generator was designed. Tests were taken to study the stability characteristics of combustion using the statistical approach. Results indicate that the proportion of unsteady combustion accounts for 32.7%. All unsteady combustion occurred belongs to low frequency oscillation. There are two kinds of oscillation forms. One has dominant frequency crest, which has low frequency combustion instability or chuffing. For the other one, there is no dominant frequency crest, namely rough combustion. The probability that rough combustion occurs is relatively high and it is related to the excess oxidizer coefficient, while the low frequency combustion instability occurs with lower probability. Result shows that the energy distribution of the two unsteady combustions is different.

Key words: gas generator; frequency domain analysis; low-frequency combustion instability; rough combustion

燃气发生器是通过将氧化剂和燃料按照设计要求的混合比组织燃烧,获得一定温度、压强、流量等参数要求燃气的装置。在火箭发动机领域,燃气发生器通常指用于泵压式液体火箭发动机的涡轮工质生成装置,其基本原理和结构均类似于发动机主推力室,区别主要在于混合比偏置和燃烧总温较低。一般地,为了防止损坏涡轮叶片,通常要求燃气发生器的燃气温度介于900~1400 K[1]或者更低,较低的燃气温度通常是通过极度富油或极度富氧或加入冷却介质(如水)的方式实现的。本文中的燃气发生器主要用于超燃冲压发动机地面试验的引射设备,其原理和结构与液体火箭发动机中驱动涡轮燃气发生器(下文用传统燃气发生器代指)相似,燃气温度要求也是1000 K左右,因而其燃烧性能与传统燃气发生器有很多相同之处,传统燃气发生器的设计、前期研究成果对本文中的燃气发生器具有借鉴意义。

燃烧不稳定问题是液体火箭发动机推力室、燃气发生器设计研发中最关切的问题,前期的研究显示在采用撞击式喷嘴[2]和同轴式喷嘴[3]的燃气发生器研发中均出现了燃烧不稳定现象。Lawver[2]通过试验研究了采用撞击式喷嘴的燃气发生器的特征速度、燃气温度和稳定性等性能;对于基于同轴式喷嘴的燃气发生器,文献[3]提到压力振荡的出现与混合比(余氧系数)紧密相关,但是并未详细说明相关性的细节。

燃气发生器采用气液同轴离心式喷嘴,通过对燃气发生器的大量热试数据运用统计的方法和时频域分析,发现了非稳态燃烧出现的概率特征,并对非稳态燃烧的振荡形态进行分析。研究结果深

* **收稿日期**:2015-11-10
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)
作者简介:张新桥(1986—),男,甘肃会宁人,博士研究生,E-mail:qiaoningshuang@126.com;
李清廉(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:peakdreamer@163.com

化了对燃气发生器低频压力振荡的认识,同时对燃气发生器的设计点选择和试验设计具有指导意义。

1　试验系统

试验采用挤压式供应方案,试验系统如图 1 所示。供应系统可以实现燃料和氧化剂的流量供应,采用氮气对燃料储罐进行增压;试验采用的燃料为含水酒精,氧化剂为氧气。测控系统可以控制阀门开关和点火,并测量和记录试验过程中的测点压强和流量等参数。压力传感器采用膜片电阻传感器,测量精度为 5% FS(FS 表示全量程),控制系统时间空间控制精度可以达到 ±50 ms。

图 2 为试验所用的燃气发生器,采用气液同轴式喷嘴,中心采用切向孔离心式喷嘴喷注燃料,周围环缝喷注氧气。试验采用的燃气发生器,主要由喷注器、燃烧室、喷管组成,在试验过程中通过更换喷注器喷嘴、燃烧室、喷管共涉及 13 套燃气发生器。本文主要基于大样本的热试验数据进行宏观的统计分析,因此不具体考虑各个组成部件的结构。

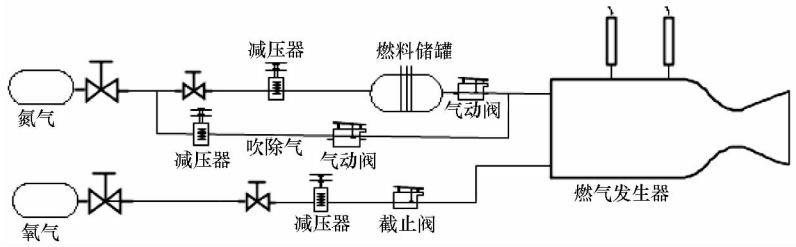


图 1　试验系统简图

Fig. 1　Schematic diagram of testing system

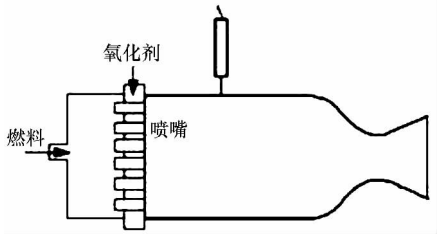


图 2　燃气发生器结构示意图

Fig. 2　Schematic diagram of gas generator

2　试验数据分析

2.1　数据样本

燃气发生器共计进行了 196 次点火热试,以这 196 次热试数据作为样本。选择燃烧室室压作为特征量,室压平稳为平稳燃烧,室压有振荡则为非平稳燃烧。文献[4]对平稳燃烧与非平稳燃烧进行了界定:当发动机稳态工作期间压力波动不超过平均室压的 ±5% 时,认为发动机处于平稳燃烧状态;压力波动超过平均室压的 5% 时,则为非平稳燃烧。在这个界定标准下,样本中平稳燃烧系数为 132 次,非平稳燃烧为 64 次,非平稳燃烧比例达到了 32.7%,如表 1 所示。

表 1　试验数据统计

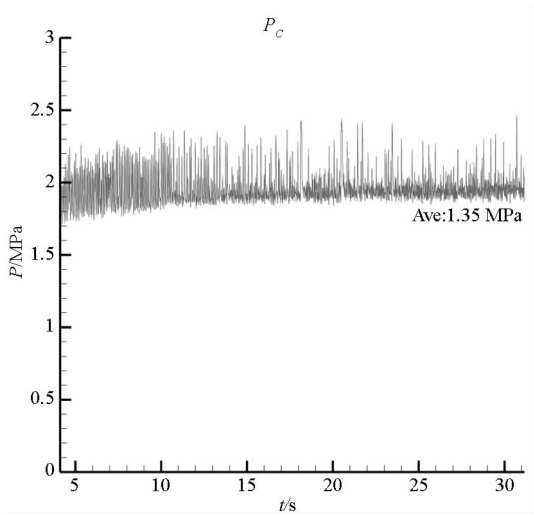
Tab. 1　Experimental data statistics

总热试次数	平稳燃烧次数	非平稳燃烧次数	非平稳燃烧比例
196	132	64	32.7%

2.2　室压频谱分析

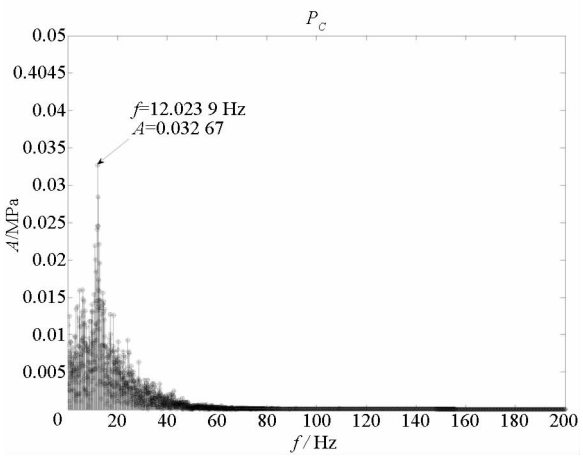
对所有出现非平稳燃烧的试验工况的燃烧室压力数据进行频谱分析,发现非平稳燃烧压力振荡体现为两种形态的频谱,其中一种频谱图具有明显的主频,依据文献[4]这种非稳态燃烧属于典型的低频不稳定燃烧。图 3 所示为其中一次低频不稳定燃烧的压力数据时域、频域曲线,其中图 3(a)为室压 - 时间曲线,图 3(b)为频谱图,从图上可以看出明显的主频,主频值为 12.02 Hz。另一种频谱则没有主频或者主频不明显,频谱形态表现为多条峰值点。图 4 所示为其中一次粗暴燃烧的压力数据时域、频域图,从图 4(a)所示的频谱图上可以看出没有明显的主频,振荡分布在一系列频率上,这种非稳态燃烧称之为粗暴燃烧[4]。综合所有的非平稳燃烧试验数据,发现压力振荡信号的频率均集中在 0 ~ 50 Hz 范畴。

表 1 所示非平稳燃烧共出现了 64 次,依据频谱图将非平稳燃烧分为低频不稳定燃烧和粗暴燃烧两类,统计发现粗暴燃烧为 54 次,低频不稳定燃烧为 10 次,如图 5 所示,在非平稳燃烧试验工况中,粗暴燃烧(rough combustion)比例为 84%,低频不稳定燃烧比例为 16%。可见,该型号燃气发生器的燃烧不稳定属于低频范畴,具体体现为粗暴燃烧和低频不稳定燃烧,其中更大概率上表现为粗暴燃烧。对于部分工况/结构,频谱图形态有一个可以区分出来的主频,同时振荡能量对应的振荡频率分布较宽,可以认为这种燃烧不稳定介于粗暴和低频不稳定之间。



(a)室压－时间曲线

(a) Curve of combustion chamber pressure-time

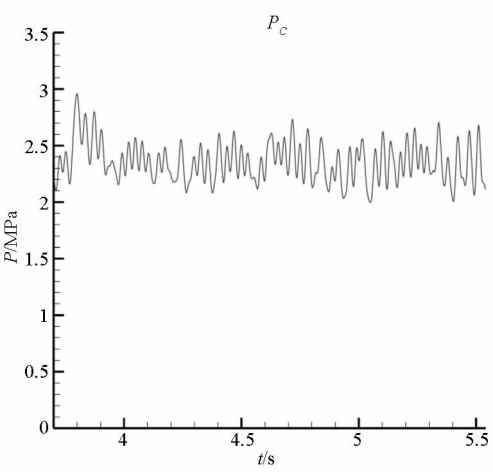


(b)室压频谱图

(b) Frequency spectrum of chamber pressure

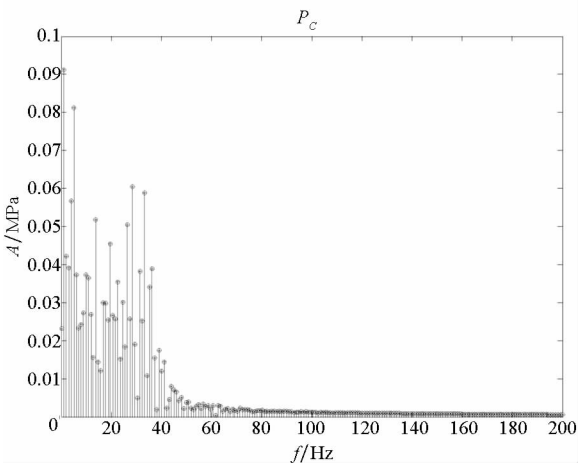
图3　低频不稳定燃烧时域、频域图

Fig. 3　Time-domain and frequency-domain plot when chuffing occurs



(a)室压－时间曲线

(a) Curve of combustion chamber pressure-time

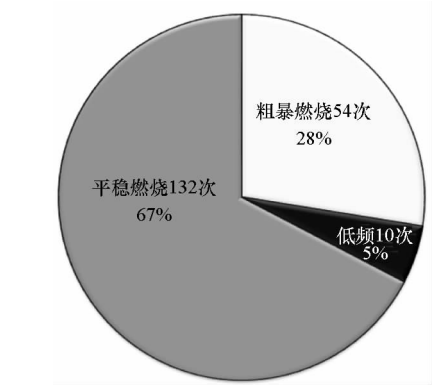


(b)室压频谱图

(b) Frequency spectrum of chamber pressure

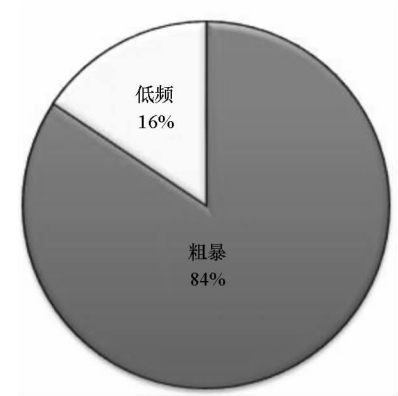
图4　粗暴燃烧时域、频域图

Fig. 4　Time-domain and frequency-domain plot when rough combustion occurs



(a)平稳燃烧、粗暴燃烧、低频不稳定燃烧比例

(a) Pie chart of stable combustion, rough combustion and chuffing



(b)低频不稳定燃烧和粗暴燃烧的比例

(b) Pie chart of chuffing and rough combustion

图5　平稳燃烧、非平稳燃烧统计饼图

Fig. 5　Pie chart of stable and unstable combustion

2.3　非稳态燃烧产生概率分析

从表 1 可以看出非稳态燃烧次数达到了总热试次数的 33%,接近于 1/3,需要改进设计和调整工况以进一步减小非稳态燃烧出现的概率。液体火箭发动机系统是一个复杂的动态系统,从供应系统到发动机本体的喷注、雾化、蒸发、混合和燃烧的每一个环节均可能引起发动机燃烧的不稳定,同时各个环节可以相互耦合,燃烧不稳定问题到目前来说仍是一个难题[5-6]。从统计分析的角度研究非稳态燃烧/燃烧不稳定,不能探究到非稳态燃烧产生的根本机理,但可以从统计分析的结果推测振荡产生的原因,获得非稳态燃烧产生概率与燃气发生器主要设计参数的相关性,改进设计点参数和试验工况,以减小非稳态燃烧的概率。

余氧系数是燃气发生器设计和试验的重要参数,对出现的非稳态燃烧试验工况在余氧系数上的分布进行统计分析。图 6 为出现粗暴燃烧的试验工况在余氧系数上的分布,横坐标为余氧系数,纵坐标为粗暴燃烧次数/热试次数。可以看出在余氧系数 0.53 ~ 0.56,0.63 ~ 0.66,0.68 ~ 0.72 三个分布段热试次数较多,其中在余氧系数 0.53 ~ 0.56分布段内粗暴燃烧出现次数较少,具体来说这个分布段共有热试 32 次,其中出现粗暴燃烧 2 次,概率为 6.25%,余氧系数0.53 ~ 0.56 分布段是粗暴燃烧低发区域;余氧系数 0.64 ~ 0.66和 0.68 ~ 0.71 两个分布段同时粗暴燃烧出现次数较多,其中 0.64 ~ 0.66 余氧系数分布段粗暴燃烧出现概率(样本中概率为 33.3%)高于 0.68 ~ 0.71 分布段(31.5%)。

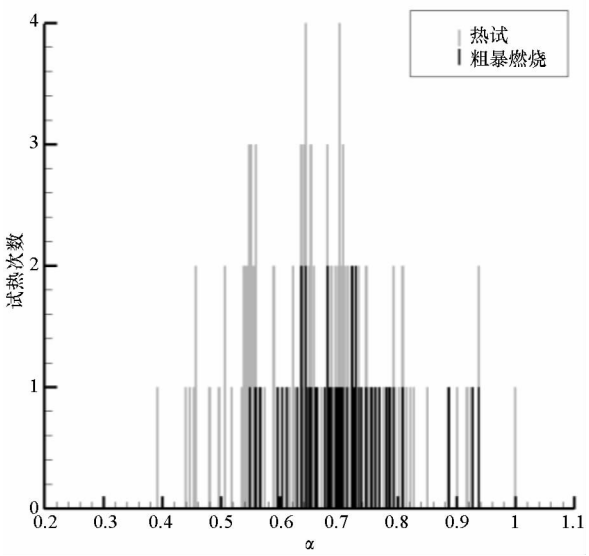


图 6　所有热试及粗暴燃烧在余氧系数上的分布

Fig. 6　Distribution of excess oxidizer coefficient when rough combustion occurs

图 7 为低频不稳定燃烧试验工况在余氧系数上的分布,低频不稳定燃烧出现次数较少,较粗暴燃烧出现概率较低,其在余氧系数上的分布规律性不是很强。

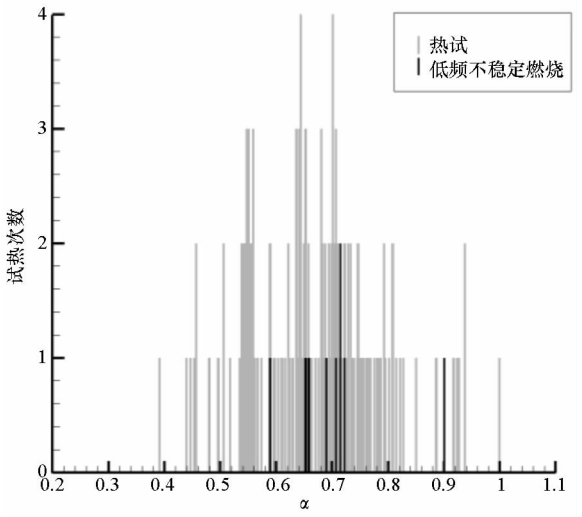


图 7　所有热试及低频不稳定燃烧在余氧系数上的分布

Fig. 7　Distribution of excess oxidizer coefficient when chuffing occurs

基于上述统计,绘制粗暴燃烧发生概率与总流量、余氧系数关系云图,如图 8 所示。云图上有 3 个明显的粗暴燃烧高发区,分别记为 1 ~ 3 号特征区,特别值得注意的是 2 号特征区,在这个区域,粗暴燃烧发生概率随着流量的增大而减小,即可以在不用改动发动机结构的情况下通过增大流量的方式来抑制粗暴燃烧的发生。对于低频不稳定燃烧,如图 9 所示,在余氧系数为 0.70 ~ 0.74 且流量较小时相对较易发生低频不稳定燃烧。

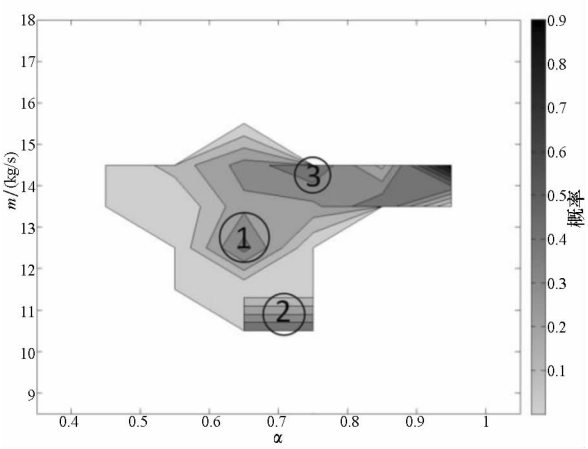


图 8　粗暴燃烧发生概率与总流量、余氧系数关系云图

Fig. 8　Cloud map of the relationship between the occurrence probability of rough combustion and mass rate/excess oxidizer coefficient

综上,基于现有的试验样本统计分析,发现粗暴燃烧的产生概率与余氧系数的大小呈现一定的相关性,余氧系数 0.53 ~ 0.56 为粗暴燃烧低发区域,余氧系数 0.64 ~ 0.66 为粗暴燃烧相对高发区域,发生概率为 33.3%。低频不稳定燃烧出现概率较低。

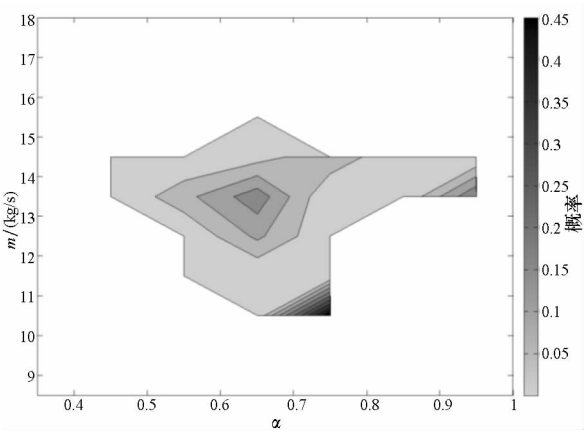


图 9　低频不稳定燃烧发生概率与总流量、余氧系数关系云图

Fig. 9　Cloud map of the relationship between the occurrence probability of chuffing and mass rate/excess oxidizer coefficient

2.4　非稳态燃烧产生原因分析

该燃气发生器热试中出现的非稳态燃烧其振荡频率均在 50 Hz 以内,在火箭发动机领域这属于低频范畴,经典理论认为,液体火箭发动机低频范畴的燃烧不稳定和推进剂供应系统与燃烧室压力的相互作用有关[4],而喷嘴是连接推进剂供应系统和燃烧室的"纽带",非稳态燃烧/燃烧不稳定与喷嘴动力学也紧密相关[7-9]。通过对非稳态燃烧试验喷前压力和室压数据的分析,推测粗暴燃烧和低频不稳定燃烧具有不同的产生机制。

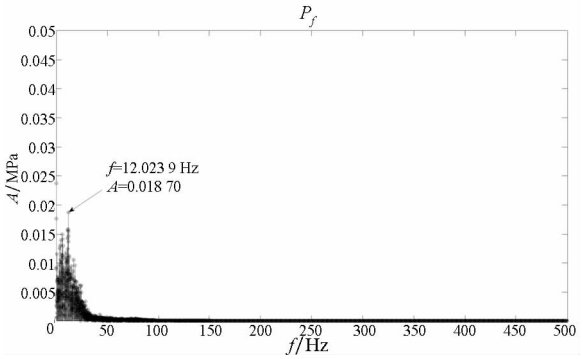
图 10 为低频不稳定燃烧的燃料喷前压力与室压的频谱,发现燃料喷前压力和室压的振荡频率完全一致,但是振幅有所差异,室压振幅要强于燃料喷前振幅,室压振幅与燃料喷前比值为:

$$A_c/A_f = 1.75 \tag{1}$$

粗暴燃烧的室压和燃料喷前压力频谱如图 11 所示,因为粗暴燃烧没有明显的主频,选取两个特征频率,燃料喷前振幅与对应频率的室压振幅比值为:

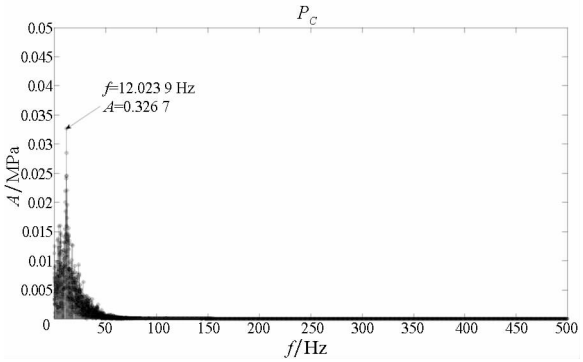
$$\begin{cases} A_{c1}/A_{f1} = 0.793 \\ A_{c2}/A_{f2} = 0.264 \end{cases} \tag{2}$$

可见对于粗暴燃烧,室压振幅要弱于燃料喷前振荡,同时不同频率对应的室压振幅与燃料喷前振幅比值各不相同。



(a)燃料喷前压力频谱

(a) Spectrum of fuel manifold pressure



(b)燃烧室压力频谱

(b) Spectrum of combustion chamber pressure

图 10　发生低频不稳定燃烧时的频谱图

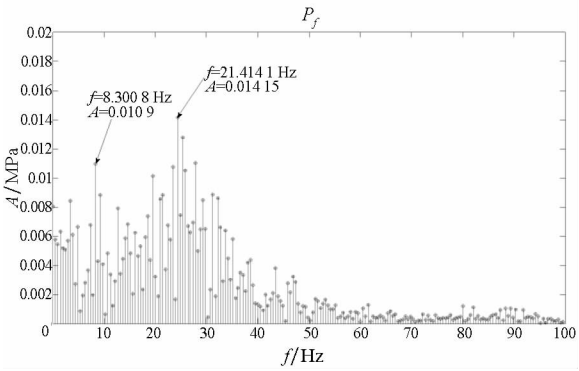
Fig. 10　Frequency spectrum of pressure oscillation under chuffing

对于低频范畴的振荡,压力振荡的来源主要包括燃烧室和供应管路,这两个部件通过喷嘴连接起来,本文所用的离心式喷嘴具有复杂的动态特性,根据结构参数和工况参数的不同可以起到放大器、衰减器、相位调节器的作用[10-11]。产生于燃烧室的扰动或振荡经过喷嘴可以向供应管路传递,同样管路中的流动扰动或振荡经过喷嘴向燃烧室传递,这两种方式具有不同的传递函数,因此要详细确定压力振荡的来源,须结合喷嘴动力学确定这两个传递函数。图 10 和图 11 所示的两种状态是同一喷嘴在相近工况下的试验,因此其动力学特性相似,由此可以推断这两种状态具有不同的振荡产生机制或来源。

3　结论

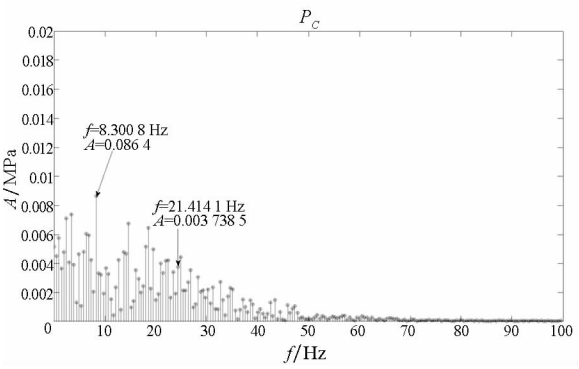
通过研究,可以得出以下结论:

1)该燃气发生器的燃烧不稳定属于低频范畴,且体现为两种压力振荡形态:无序振荡形态(即粗暴燃烧)和有序振荡形态(低频不稳定燃烧),其中更大概率上表现为粗暴燃烧。



(a)燃料喷前压力频谱

(a) Spectrum of fuel manifold pressure



(b)燃烧室压力频谱

(b) Spectrum of combustion chamber pressure

图 11　发生粗暴时的频谱图

Fig. 11　Frequency spectrum of pressure oscillation under rough combustion

2)粗暴燃烧的产生概率与余氧系数的大小呈现一定的相关性:余氧系数 0.53 ~ 0.56 为粗暴燃烧低发区域,发生概率为 6.25%;余氧系数 0.64 ~ 0.66 为相对高发区域,发生概率为 33.3%。低频不稳定燃烧出现概率较低。

3)粗暴燃烧和低频不稳定燃烧除了在振荡形态上的差异外,其振荡能量分布也不同,对于粗暴燃烧,燃料喷前压力振荡能量强于室压振荡能量,而发生低频不稳定燃烧正好相反,室压振荡能量强于燃料喷前振荡能量。

参考文献(References)

[1] Ahn K, Seo S, Choi H S. Fuel-rich combustion characteristics of biswirl coaxial injectors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 864 - 872.

[2] Lawver B R. Test verification of LOX/RP - 1 high-pressure fuel/oxidizer-rich preburner designs [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(6): 567 - 573.

[3] Ahn K, Choi H S. Combustion dynamics of swirl coaxial injectors in fuel-rich combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1359 - 1367.

[4] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机基础 [M]. 7 版. 北京: 科学出版社, 2003.
Sutton G P, Biblarz O. Rocket propulsion elements [M]. 7th ed. Beijing: Science Press, 2003. (in Chinese)

[5] 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.
Harrje D T, Reardon F H. Liquid propellant rocket engine combustion instability [M]. Translated by ZHU Ningchang, ZHANG Baojiong. Beijing: National Defense Industry Press, 1980. (in Chinese)

[6] 杨 V, 安德松 W E. 液体火箭发动机燃烧不稳定 [M]. 北京: 科学出版社, 2001.
Yang V, Anderson W E. Liquid rocket engine combustion instability [M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)

[7] 杨立军, 富庆飞. 燃烧室压力振荡对喷嘴出口流量振荡影响分析 [J]. 火箭推进, 2008, 34(4): 6 - 11.
YANG Lijun, FU Qingfei. Investigation on the dynamic interaction between injector flow oscillation and combustion chamber pressure oscillation [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(4): 6 - 11. (in Chinese)

[8] 杨立军, 富庆飞. 喷嘴对供应系统到燃烧室压力振荡传递幅频特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 305 - 310.
YANG Lijun, FU Qingfei. Effect of injector on pressure oscillation amplitude-frequency characteristics from pipeline to combustion chamber [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 305 - 310. (in Chinese)

[9] 刘上, 刘红军, 陈宏玉. 液体离心喷嘴动力学特性理论分析 [J]. 火箭推进, 2012, 38(3): 1 - 6,11.
LIU Shang, LIU Hongjun, CHEN Hongyu. Theoretical analysis for dynamic characteristics of liquid swirl injector [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(3): 1 - 6,11. (in Chinese)

[10] 吴伟亮, 刘闯钊, 沈彦成, 等. 压力式喷嘴振荡放大器效应初步研究 [J]. 工程热物理学报, 2013, 34(11): 2178 - 2182.
WU Weiliang, LIU Hongzhao, SHEN Yancheng, et al. Study on the oscillation amplification effect of the pressure nozzle [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(11): 2178 - 2182. (in Chinese)

[11] 富庆飞. 液体火箭发动机同轴喷嘴稳/动态特性研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
FU Qingfei. Investigation of the steady/dynamic characteristics of the coaxial injectors in liquid rocket engine [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)