

文章编号:1000-8055(2012)02-0335-08

超声波/离心组合喷嘴性能研究

金 义, 何小民, 吴泽俊, 丁国玉, 秦伟林
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用试验研究方法初步探索了一种超声波/离心组合喷嘴应用于航空发动机燃烧室的可行性. 对该组合喷嘴开展冷态试验, 得到了其流量特性和雾化特性 (包括油雾索太尔平均直径 (SMD) 和雾化锥角), 设计加工了横截面尺寸为 $117\text{ mm} \times 60\text{ mm}$ 的单头部矩形燃烧室模型, 并在不同进口条件下开展了相关的燃烧性能试验. 结果表明: 在冷态情况下, 喷嘴流量特性符合传统离心喷嘴的流量特性, 流量与供油压差呈二次函数关系; 喷嘴雾化细度较好, 无气状态下, 油雾 SMD 在 $38 \sim 45\text{ }\mu\text{m}$ 之间变化, 在满足产生超声波要求的气压条件范围内油雾 SMD 在 $8 \sim 12\text{ }\mu\text{m}$ 之间变化; 喷雾锥角主要受供气条件影响, 供油压力对喷雾锥角基本无影响; 装有该喷嘴的模型燃烧室在所有试验工况下均可以稳定燃烧, 燃烧效率最高达到 99%.

关 键 词: 航空发动机; 组合式喷嘴; 流量特性; 雾化特性; 燃烧性能; 可行性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Investigation on the performance of an ultrasonic/pressure-swirl hybrid injector

JIN Yi, HE Xiao-min, WU Ze-jun, DING Guo-yu, QIN Wei-lin

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The feasibility for an ultrasonic/pressure-swirl hybrid injector to be applied in aero-engine combustors was investigated experimentally. Mass flow characteristics, atomization performance including Sauter mean diameter (SMD) and spray angle were obtained by cool spraying experiments. A single-dome rectangular combustor rig has been constructed with the cross section dimensions $117\text{ mm} \times 60\text{ mm}$ and series of experiments have been conducted. Results indicate that the mass flow characteristics are in accord with that of a conventional pressure-swirl injector, the SMD falls between $8 \sim 12\text{ }\mu\text{m}$ without air supply, the SMD falls between $8 \sim 12\text{ }\mu\text{m}$ under the existence of ultrasonic wave (kerosene is employed as the fuel), and the spray angle is strongly dependent on the air supply. Good flame stability has been obtained for all the combustion experiments conducted. Under certain situations, combustion efficiency of the combustor rig can achieve 99%.

Key words: aero-engine; hybrid injector; mass flow characteristics;
atomization characteristics; feasibility

超声波喷嘴是利用超声波作用来加强液体破碎雾化的喷嘴. 目前认为超声波雾化液体有两种

因素起作用: 一是高频、高振幅的超声波把非常强的声波压力作用在液体上, 与液体内的空化作用

收稿日期: 2011-03-28; 修订日期: 2011-07-29

基金项目: 航空科学基金 (2008ZB52013); 江苏省普通高校研究生科研创新计划 (CX LX11_0211)

作者简介: 金义 (1984—), 男, 湖北恩施人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究.

一起使液体雾化;另一方面是高频振动的气体所具有的湍流脉动把液膜拉成液丝,再破碎成液滴,并且在气动力作用下进一步雾化。超声波喷嘴主要有两种:电动式超声波喷嘴和流体动力式超声波喷嘴。其中流体动力式超声波喷嘴以流体为动力源,利用高速液体或高速气体产生声波与超声波,以其结构简单、造价低、处理量大、操作简单等特点在工业上得到了广泛应用。流体动力式超声波喷嘴的结构如图 1 所示,当高速流体从喷嘴喷出时,流体的冲击力会激发超声波发生器的共振腔振动产生超声波,使液体燃油在超声波的作用下发生振动而被雾化^[1-6]。北京工业大学张绍坤通过冷态喷雾试验分析了空气压力、水压和气液比对喷嘴雾化粒径、雾化角的影响,发现该类喷嘴对水和燃油均有良好的雾化效果,平均粒径 $10 \sim 20 \mu\text{m}$;通过与传统旋流外混式高压喷嘴的对比实验发现,流体动力式超声波喷嘴的雾化粒径明显小于传统喷嘴^[7-8]。中国航天科工集团三院 31 所朱永刚等试验研究了电动式超声波喷嘴,得到了射流压力、压电器件、激励频率等对超声波喷嘴雾化性能的影响^[9]。

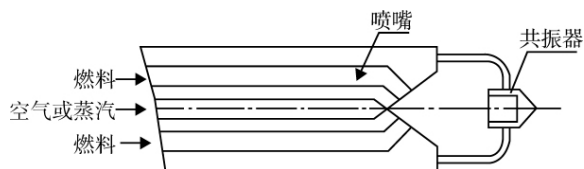


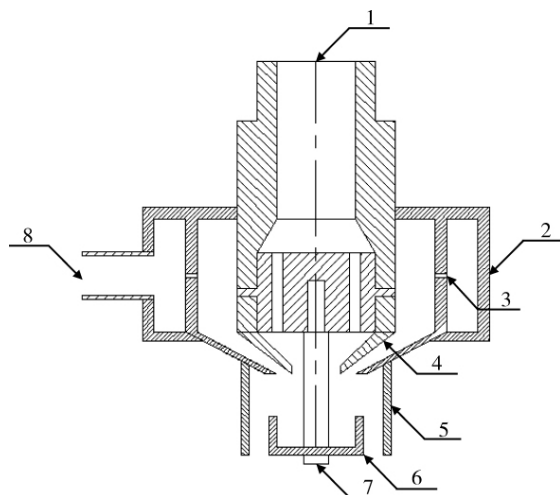
图 1 典型流体动力式超声波喷嘴结构示意图

Fig. 1 Sketch of a typical fluid dynamic ultrasonic injector

从上述内容可以看出,对于超声波喷嘴的研究工作已做过很多,大部分研究工作的应用对象都是地面工业设备(如锅炉等),将超声波喷嘴与航空发动机相联系的相关研究还很少。如果将纯超声波喷嘴应用于航空发动机主燃烧室,可以发挥其雾化粒径小的优点,有利于实现高效燃烧,但同时存在的一个问题是超声波喷嘴雾化锥角小,喷雾穿透深度很大,这又与高效燃烧的目标相矛盾。与超声波喷嘴相反,目前航空发动机所广泛使用的离心喷嘴则具有喷雾锥角大而且喷雾锥角基本不受供油压力影响的优点,但由于离心喷嘴属于压力雾化喷嘴,雾化质量与油压密切相关,所以在低功率状态下存在燃烧效率低、冒烟严重和出口温度分布差等问题^[10-12]。能否将超声波喷嘴和离心喷嘴结合起来,扬长避短,充分发挥两者的优

点,这正是本文研究的出发点。

本文的主要研究对象是一种超声波/离心组合喷嘴,其结构示意图如图 2 所示。燃油通过燃油进口 8 进入喷嘴,通过多斜孔 3 后呈旋流态从下游环腔喷出,完成一次雾化。空气通过空气进口 1 进入喷嘴,由空气喷嘴外壳 4 和中心连杆 7 之间的环腔高速喷出,入射到下游共振腔 6 中,当气流又从共振腔 6 反射时,便在收缩喷嘴和共振腔 6 之间形成一个固定的驻波,产生强烈的超声振动,燃油在此空间里完成燃油的二次雾化。在发动机大功率状态下,该喷嘴可以作为纯离心喷嘴工作,在低功率状态下,燃油通过离心喷嘴结构以一定锥角喷出,然后在超声波作用下进一步雾化,这就有可能既克服传统离心喷嘴在发动机低功率状态下燃油雾化差带来的一系列问题,又克服纯超声波喷嘴雾化锥角太小带来的问题。为了探索该组合喷嘴应用于航空发动机燃烧室的可行性,对喷嘴的雾化效果开展试验研究是十分必要的,结合冷态试验结果和作者所在研究团队在燃烧室设计方面的经验,本文进一步设计加工了旋流稳定的矩形截面燃烧室模型,开展了一系列燃烧试验。



1 空气进口; 2 主外壳; 3 斜孔; 4 空气喷嘴外壳;
5 喷嘴出口外壳; 6 共振腔; 7 中心连杆; 8 燃油进口

图 2 超声波/离心组合喷嘴示意图

Fig. 2 Sketch of the ultrasonic/pressure-swirl hybrid injector

1 喷嘴冷态性能试验

1.1 流量特性

首先对该型离心/超声波组合喷嘴流量特性

开展了研究,主要目的是得到流量与喷嘴上下游供油压差之间的关系,为后续燃烧验证试验做准备. 试验中采用量筒、秒表等仪器记录喷嘴在一定供油压力下一段时间内的流量,供油压差由精密压力表测量,得到的喷嘴流量特性曲线如图 3 所示. 由图可知,该喷嘴的流量特性具有传统离心喷嘴流量特性的特点,即喷嘴流量与供油压差呈二次函数的关系,在测试压力范围内,喷嘴质量流量在 1.5~5.1 g/s 之间变化. 喷嘴流量与超声波雾化空气基本无关.

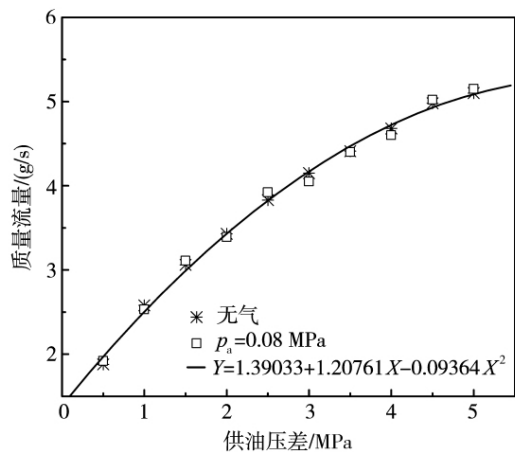


图 3 燃油流量特性曲线
Fig. 3 Fuel mass flow characteristics

图 4 所示为空气流量随气压的变化情况. 气压为 0.08, 0.10, 0.11 MPa 对应空气流量分布为 1.06, 1.45, 1.65 g/s.

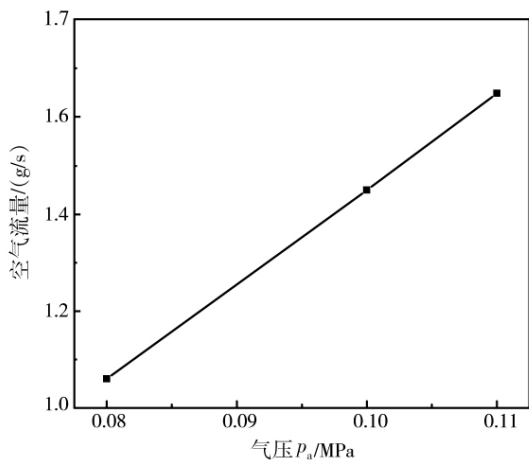


图 4 空气流量随气压的变化
Fig. 4 Air mass flow characteristics

1.2 声压/频率随气压的变化

应用声压传感器、信号放大器、频谱分析仪等测试了喷嘴出口位置的声学特性(声压、频率),其结果如表 1 所示. 从测试结果可知,对于本文涉及的组合喷嘴,只有当气压不低于 0.08 MPa 时才会产生超声波;同一频率对应的声压随着气压的升高而略有升高(与参考文献[13]的结果基本符合).

表 1 声压/频率随气压的变化(单位: dB)
Table 1 Pressure/frequency versus air pressure (unit: dB)

f/Hz	p_a/MPa		
	0.07	0.08	0.10
18 000	66	69	75
20 000		84	87
22 000			79

1.3 油雾平均粒径 SMD 的变化规律

索太尔平均直径(SMD)是喷嘴喷雾性能的重要参数之一. 本文利用基于激光散射原理研制的分体式激光粒度分析仪研究了喷嘴的雾化情况. 试验系统如图 5 所示,主要包括供油系统、供气系统和测试系统等. 试验中分别设定气压为 0 (无气状态), 0.08, 0.1 MPa, 测量在不同供油压力下油雾的 SMD, 测量结果如图 6 所示. 不供气情况下, 供油压差从 1 MPa 增大到 5 MPa, 油雾 SMD 略有减小(45~38 μm). 供气情况下, 供油压差从 1 MPa 增加到约 3 MPa, 油雾 SMD 逐渐减小, 供油压差进一步从 3 MPa 增加到 5 MPa, 油雾 SMD 基本不变. 在满足产生超声波要求的气压范围内, 气压对油雾 SMD 的影响不大, 气压 0.1 MPa 对应的油雾 SMD 略小. 总的来说, 喷嘴的雾化细度较好, 油雾 SMD 在 8~12 μm 之间变化.

图 7 是参考文献[14]中不同进气条件下离心式双旋流空气雾化喷嘴 SMD 随供油压差的变化情况, 该文使用的燃油与本文相同, 均为 RP-3 煤油, 气油比为 1.9~37, 当供油压差超过 1 MPa 后, SMD 基本趋于稳定, 保持在 30~40 μm 左右. 本文研究中气油比的范围是 0.21~0.77.

1.4 喷雾锥角的变化规律

喷雾锥角也是喷嘴性能的一个重要参数. 试

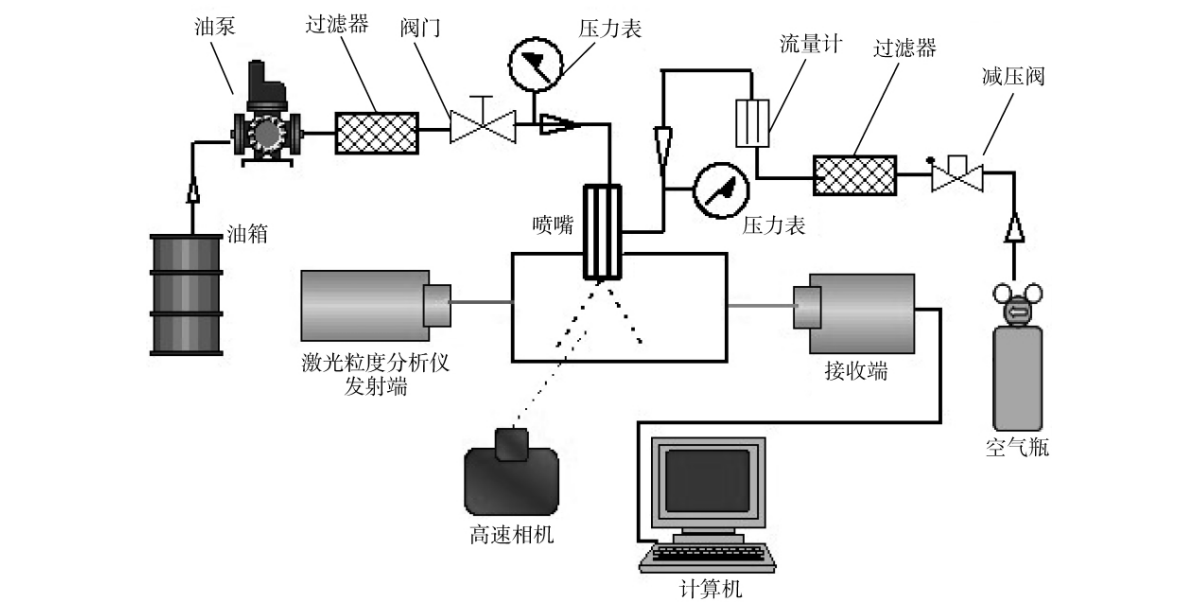


图 5 喷雾试验系统图

Fig. 5 Experimental setup for cool spray

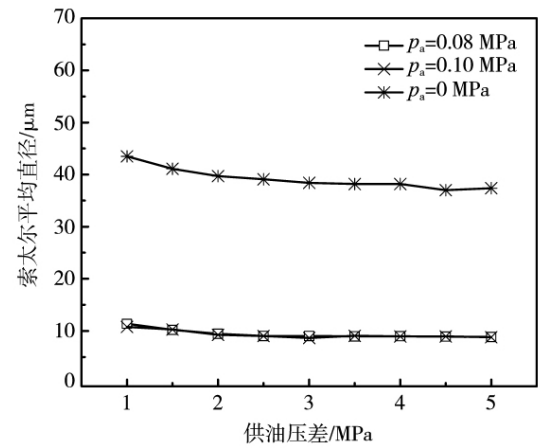


图 6 油雾 SMD 随供油压差的变化

Fig. 6 Spray SMD versus fuel supply pressure

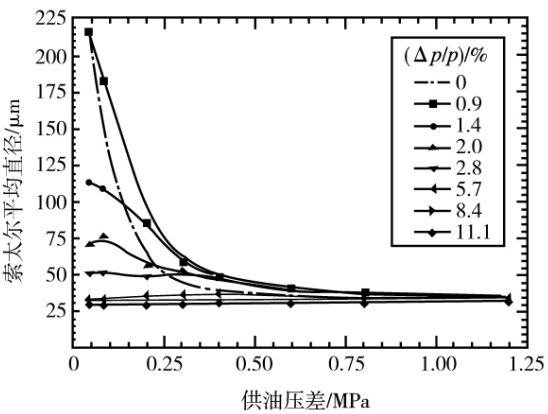


图 7 离心双旋流空气雾化喷嘴 SMD 随供油压差的变化^[14]

Fig. 7 Relationship between spray SMD and fuel supply pressure for an air-blast atomizer^[14]

验中采用激光片状光源配合高速相机，调整片光源位置使激光射入油雾锥的中间截面并保持与喷嘴出口平面垂直，然后将高速相机的焦平面调至激光平面拍照，最后通过图像处理的方法获得喷嘴喷雾锥角的信息。为了减小误差，试验中每个工况都拍摄了 10 幅照片做平均处理。图 8 是无气状态下喷嘴的喷雾照片。

图 9 是不同气压下喷雾锥角随供油压差的变化情况。供油压差对喷雾锥角的影响很小，供气条件对喷雾锥角的影响较大：气压从 0.08 MPa 增大到 0.1 MPa，喷雾锥角约从 37°减小到 30°。喷雾锥角在无气情况下最大，约为 75°。

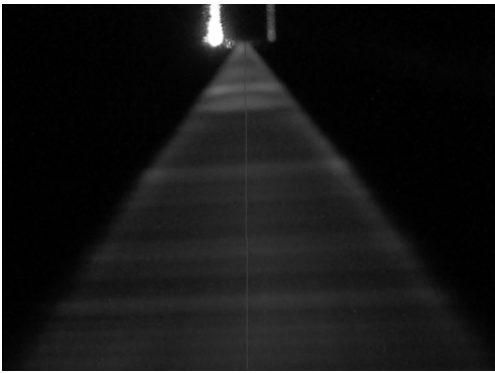


图 8 无气状态下的喷雾照片

Fig. 8 Photo of spraying with no air supply

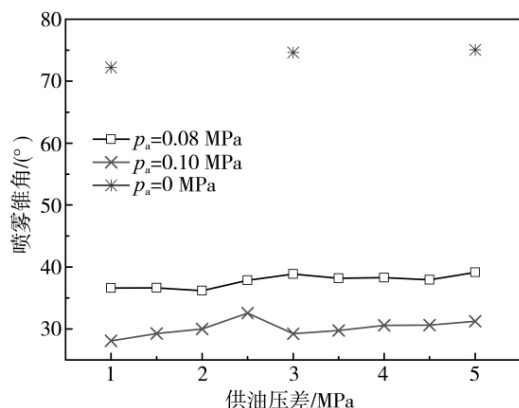


图9 喷雾锥角随供油压差的变化

Fig. 9 Spray angle versus fuel supply pressure

2 燃烧性能试验

2.1 燃烧室结构设计

设计并加工了横截面尺寸为 117 mm×60 mm 的矩形燃烧室模型,三维模型如图 10 所示.主要包括火焰筒、内外壳体、超声波/离心组合喷嘴、高能点火器、轴向旋流器和石英玻璃观察窗等.

火焰筒的材料为耐高温不锈钢.对于环形燃烧室,火焰筒与整个燃烧室横截面积之比的最佳值一般在 0.6~0.7,本文设计的火焰筒尺寸为 77 mm×60 mm,火焰筒与燃烧室的横截面积之比约为 0.66.火焰筒上共设计 3 排大进气孔,依次为主燃孔、中间孔和掺混孔.此外,为防止火焰筒过热和烧蚀,必须采取一定的冷却措施.本文中燃

烧室共设计了 3 排冷却小孔,分别布置在燃烧室头部、中间和尾部,可以有效地对火焰筒进行保护.

在燃烧室头部设置了轴向旋流器以产生高速旋转射流,形成低压区,起稳定火焰的作用.高速旋转射流的引入还可以增加气流与油滴的相对速度,有利于高质量可燃混气的形成.

叶片安装角 β 和旋流数 S_n 分别是旋流器的重要几何参数和性能参数,本文中旋流器采用直旋流叶片,叶片安装角 $\beta=60^\circ$,根据以下公式计算得到该旋流器旋流数 $S_n \approx 1.3$.

$$S_n = \frac{2}{3} \tan \beta \frac{1 - (r/R)^3}{1 - (r/R)^2}$$

式中 R 为旋流器外圆半径, r 为旋流器内圆半径.

燃烧室头部气流通过轴向旋流器和冷却孔 1 进入火焰筒,内外涵道气流通过冷却孔 2、主燃孔、中间孔、掺混孔和冷却孔 3 进入火焰筒.

2.2 试验系统、内容和参数

根据设计尺寸加工了单头部矩形横截面燃烧室,并开展了一系列燃烧试验.试验系统如图 11 所示.试验中以一台空气压缩机为气源,空气依次经过电加热器、孔板流量计后进入模型燃烧室,空气流量由孔板流量计和阀门控制,燃烧室进口空气温度由进口镍铬镍硅热电偶测量.燃油系统包括油箱、油泵、过滤器、管路、阀门和精密压力表等,喷嘴上游压力由阀门和压力表共同控制,进而控制供油量.燃烧室出口温度由自行设计的双铂铑热电偶靶进行测量,在高度方向共设置了 3 个

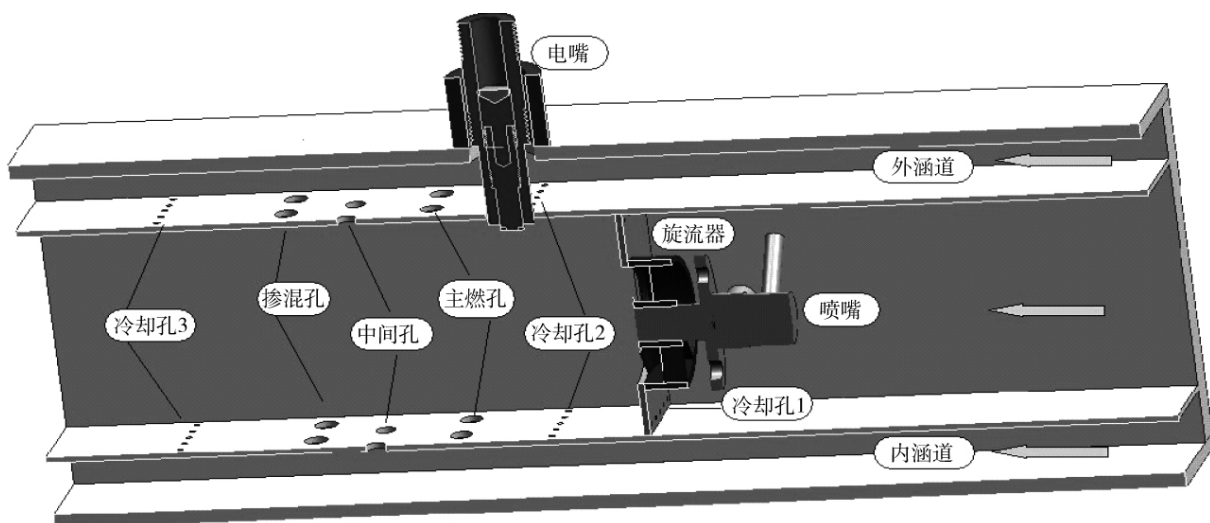


图10 试验件 UG 模型

Fig. 10 UG modeling for the combustor rig showing internal structure

测温点.

试验主要研究了在不同进口空气流量、进口空气温度、总余气系数情况下燃烧室燃烧效率的变化. 主要研究参数如下: 进口空气压力保证在

0.11 MPa 左右; 旋流器进口马赫数 $Ma=0.20\sim 0.40$; 进口空气温度 $T=288\sim 400\text{ K}$; 总余气系数 $\alpha=1.5\sim 3.0$. 图 12 为试验现场照片.

图 13~图 15 分别为不同进口状态下模型燃

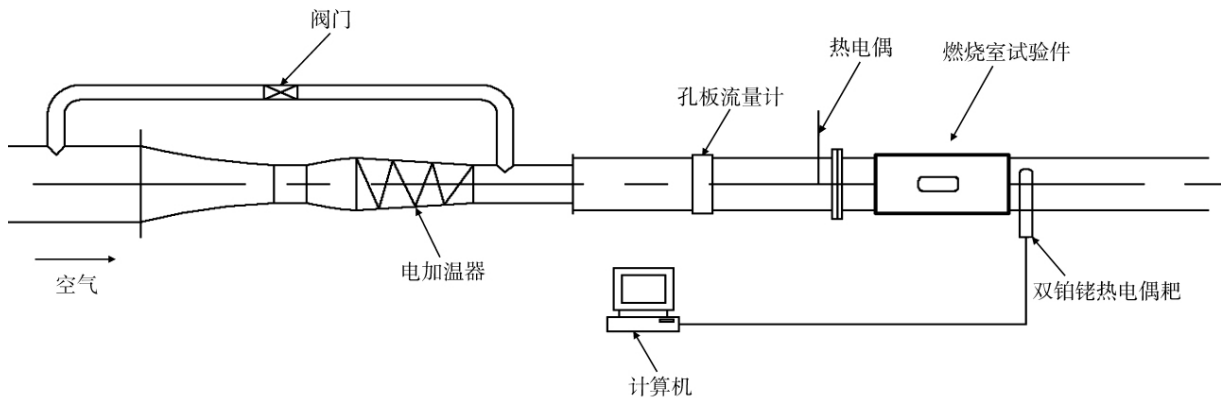


图 11 试验系统示意图

Fig. 11 Sketch of the experimental setup

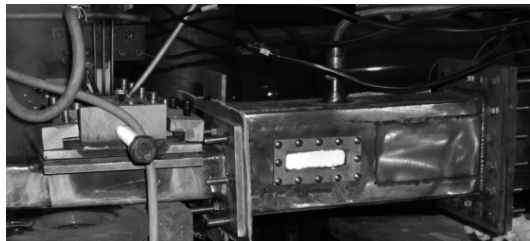
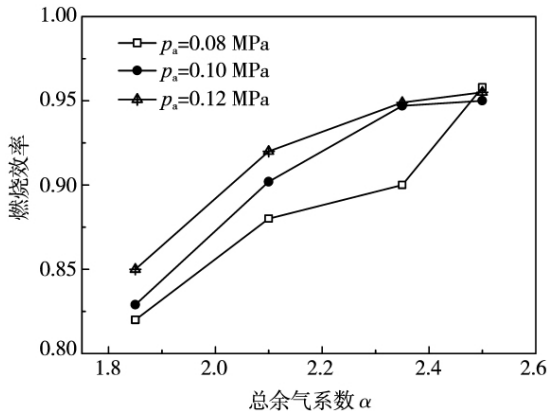


图 12 试验现场照片

Fig. 12 Photograph of the combustor under operation showing quartz window for optical access



烧室燃烧效率随总余气系数 α 的变化情况. 由图可以看出, 在试验范围内, 燃烧室燃烧效率随总余气系数的增加总体上呈升高趋势, 在余气系数较小时, 余气系数增大, 燃烧效率变化较快, 在余气系数较大时, 燃烧效率的变化趋于平缓. 气压对燃

图 13 $Ma=0.25, T=288\text{ K}$ 时燃烧效率随 α 的变化

Fig. 13 Combustion efficiency versus α for $Ma=0.25, T=288\text{ K}$

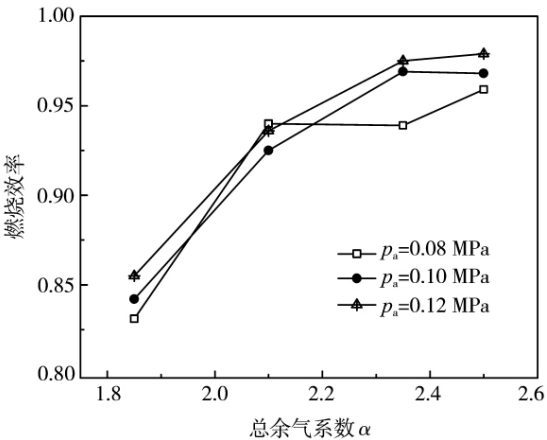


图 14 $Ma=0.25, T=350\text{ K}$ 时燃烧效率随 α 的变化

Fig. 14 Combustion efficiency versus α for $Ma=0.25, T=350\text{ K}$

烧效率的变化表现在: 一方面, 气压增大, 油雾 SMD 减小, 这会提高燃烧效率; 另一方面, 气压增大, 油雾锥角减小, 这又会降低燃烧效率. 从试验结果来看, 在进口温度较低时 ($T=288\text{ K}$), 气压大时燃烧效率略高, 在进口温度较高时 ($T=350$,

400 K),气压对燃烧效率的影响不如进口温度较低时明显。

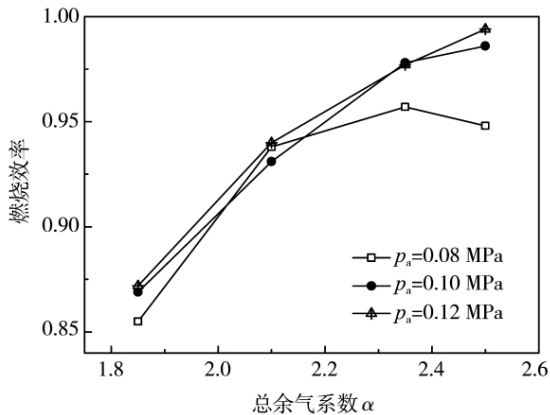


图 15 $Ma=0.25, T=400\text{ K}$ 时燃烧效率随 α 的变化

Fig. 15 Combustion efficiency versus α for $Ma=0.25, T=400\text{ K}$

图 16 反映了 $Ma=0.25$ 时燃烧效率随进口温度的变化情况,从图中可以清楚地看到进口空气温度的升高对提高燃烧效率的积极作用。

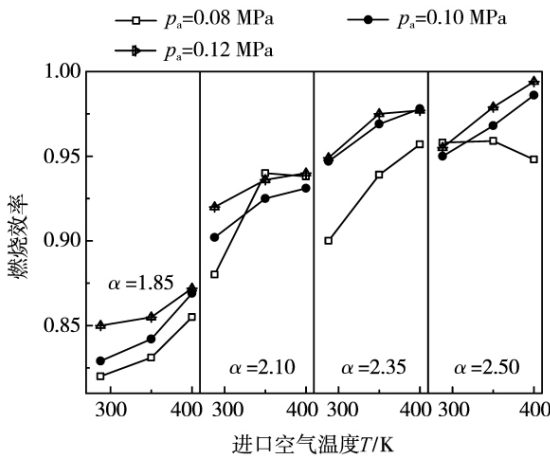


图 16 $Ma=0.25$ 时燃烧效率随进口空气温度 T 的变化

Fig. 16 Combustion efficiency versus T for $Ma=0.25$

3 结 论

1) 超声波/离心组合喷嘴的流量特性符合一般离心喷嘴流量特性的特点,流量与供油压差成二次函数关系,且流量与气压无关。

2) 该喷嘴的雾化细度较好,在试验范围

内:油雾 SMD 在 $8\sim 12\text{ }\mu\text{m}$ 之间变化;供油压力升高,SMD 明显减小;气压对 SMD 的影响不大,气压高时 SMD 略小;雾化锥角主要受供气情况的影响,在不供气时雾化锥角最大,约为 75° ,气压为 0.08 MPa 和 0.10 MPa 时雾化锥角约为 37° 和 30° 。

3) 装有该组合式喷嘴的模型燃烧室在设计工况范围内均实现了稳定燃烧,表现出了良好的火焰稳定性;试验范围内燃烧效率随总余气系数和进口温度总体上呈升高趋势,最高达到 99% ;气压变化会同时影响油雾 SMD 和雾化锥角,进而影响燃烧效率,试验中对应 $0.08, 0.10, 0.12\text{ MPa}$ 三种气压燃烧效率最多可相差 $3\%\sim 5\%$ 。

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Atomization and spray[M]. Washington, DC: Hemisphere Publishing Corporation, 1989.
- [2] 孙晓霞. 超声波雾化喷嘴的研究进展[J]. 工业炉, 2004, 26(1): 19-32.
SUN Xiaoxia. Recent research advances of ultrasonic atomizer[J]. Industrial Furnace, 2004, 26(1): 19-32. (in Chinese)
- [3] 马其良, 张松寿. 超声波雾化油喷嘴的试验研究[J]. 工业炉, 2000, 22(2): 6-7, 25.
MA Qiliang, ZHANG Songshou. Experimental test on spray characteristics of ultrasonic oil sprayer[J]. Industrial Furnace, 2000, 22(2): 6-7, 25. (in Chinese)
- [4] 梁荣, 党新安, 赵小娟. 超声波雾化喷嘴的设计[J]. 上海有色金属, 2006, 27(4): 14-17.
LIANG Rong, DANG Xinan, ZHAO Xiaojun. Research on design of ultrasonic atomizer[J]. Shanghai Nonferrous Metals, 2006, 27(4): 14-17. (in Chinese)
- [5] 陈义良, 张孝春, 孙慈, 等. 燃烧原理[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- [6] 侯晓春. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [7] 张绍坤. 流体动力式超声波喷嘴的实验研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2007.
ZHANG Shaokun. Experimental study on characteristics of fluid dynamic ultrasonic atomizer[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2007. (in Chinese)
- [8] 张绍坤, 王景甫, 马重芳, 等. 流体动力式超声波喷嘴雾化特性的研究[J]. 冶金设备, 2007, 29(特刊): 13-16.
ZHANG Shaokun, WANG Jingfu, MA Chongfang, et al. Research on atomization characteristics of fluid dynamic and ultrasonic atomizer[J]. Metallurgical Equipment, 2007, 29(extra edition): 13-16. (in Chinese)
- [9] 朱永刚, 王兴甫. 超声波喷嘴试验研究[J]. 推进技术, 1997, 18(3): 68-72.

- ZHU Yonggang, WANG Xingfu. An experimental study on ultrasonic injection nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(3): 68-72. (in Chinese)
- [10] 甘晓华. 航空燃气轮机燃油喷嘴技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [11] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [12] 张弛, 张荣伟, 徐国强, 等. 直射式双旋流空气雾化喷嘴的雾化效果[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 805-809.
- ZHANG Chi, ZHANG Rongwei, XU Guoqiang, et al. Experimental investigation on atomization of an air-blast atomizer with plain-orifice nozzle and dual-swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 805-809. (in Chinese)
- [13] 李名远, 黄悉然, 徐银龙. 超声雾化波喷嘴的性能试验[J]. 动力工程, 1982, 2(1): 14-21.
- LI Mingyuan, HUANG Xiran, XU Yinlong. Performance test of an ultrasonic liquid atomizing nozzle[J]. Power Engineering, 1982, 2(1): 14-21. (in Chinese)
- [14] 郭新华, 林宇震, 张弛, 等. 离心式同向双旋流器空气雾化喷嘴雾化特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2249-2254.
- GUO Xinhua, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Experimental investigation on atomization characteristic of an air-blast atomizer with centrifugal nozzle and co-dual-swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2249-2254. (in Chinese)