

文章编号:1000-8055(2011)11-2495-08

驻涡燃烧室蒸发管供油装置的 雾化蒸发性能试验

张荣春¹, 樊未军¹, 宋双文²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 设计了两种适用于驻涡燃烧室的蒸发管供油装置, 并通过试验研究了两种蒸发管在不同环境温度、气液比、蒸发管雾化用气温度、流速等条件下的雾化蒸发性能。试验结果表明, 这些条件对蒸发管的雾化蒸发性能均有较大影响, 而且不同蒸发管出口轴向位置处的雾化性能也有较大差别。比较两种蒸发管的雾化性能后, 选择其中较好的一种蒸发管作为涡轮级间驻涡燃烧室的供油装置, 燃烧性能试验的结果表明, 采用此种蒸发管的驻涡燃烧室具有较高的燃烧效率、较宽的稳定燃烧范围和较低的壁面温度。

关 键 词: 驻涡燃烧室; 蒸发管; 蒸发; 雾化; 级间

中图分类号: V235.11

文献标志码: A

Atomization and evaporation performance experiment of evaporating tube for trapped vortex combustor

ZHANG Rong-chun¹, FAN Wei-jun¹, SONG Shuang-wen²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Two kinds of evaporating tubes were designed for trapped vortex combustor, and their atomization and evaporation performance was experimentally investigated under different conditions of environmental temperature, vapour-liquid ratio, temperature and velocity of air for atomization. The results show that these conditions have great impact on the performance of atomization and evaporation, and there is a significant difference of atomization performance at different axial positions of the outlet of evaporating tube. The performance of two kinds of evaporation tubes was compared, and the better one was used as the oil supply device of the interstage turbine trapped vortex combustor. According to the results of the combustion performance tests, high combustion efficiency, wide range of stable combustion and low wall temperature can be achieved in the trapped vortex combustor.

Key words: trapped vortex combustor; evaporating tube; evaporation; atomization; interstage

收稿日期: 2010-12-12; 修订日期: 2011-03-21

作者简介: 张荣春(1983-), 男, 云南宣威人, 博士生, 主要从事驻涡燃烧室结构设计及性能研究。

驻涡燃烧室的研究开始于1993年,在研究的早期阶段使用的是气态燃料,从第二代驻涡燃烧室开始使用液态燃料^[1-3],而液态燃料的燃烧过程比气态燃料要复杂,由于航空发动机通常使用液体燃料,因此研究液体燃料驻涡燃烧室的供油装置是很必要的。

液态燃料的燃烧一般包括燃油雾化、雾滴蒸发、油雾与空气混合、油气着火燃烧四个阶段。一般液态燃料的燃烧属于非均相扩散燃烧,除蒸发外的三个阶段的反应是十分迅速的,而蒸发过程是最缓慢的环节,即液体燃料的燃烧速度主要取决于蒸发速度的快慢。要缩短蒸发时间,除了采用雾化性能好的工质和有利的蒸发条件外,增加液体燃料的蒸发表面是关键,即利用喷嘴将液体燃料雾化成很细的雾滴群^[4-6]。因此液体燃料的雾化是燃烧室性能极为重要的影响因素,燃烧室的燃油雾化主要利用各种形式的喷嘴,作为燃烧室中的重要组成部分,喷嘴性能好坏对燃烧过程的影响极大^[4]。

适用于驻涡燃烧室的供油装置,应有以下两个特点:一是供油装置能够达到很好的雾化效果;二是供油装置能够与驻涡燃烧室的结构很好的匹

配^[7-9]。在比较几种常见的供油方式后,可以看出,蒸发管供油装置较适合驻涡燃烧室。蒸发管式喷嘴是用较低的压力以直射式方式向蒸发管内喷油,蒸发管周侧气流和燃烧室内的已燃气流对燃气进行加热,初步使燃油蒸发并掺混,形成的气态富油混合气进入燃烧室与主燃孔进入气流混合、燃烧^[4,10-11]。因此蒸发管式喷嘴形成的混气比较均匀,容易点燃,燃烧效率高,不冒烟,出口温度场均匀稳定^[4];并且蒸发管具有结构简单,质量轻,适合与凹腔燃烧区气流结构相匹配的特点。本文将对适用于驻涡燃烧室的蒸发管式供油装置进行试验研究。

1 试验件及试验系统

1.1 试验件设计

驻涡燃烧室的结构如图1所示,为全环形燃烧室,燃烧室进气包括主流进气、凹腔进气和蒸发管雾化用气三部分,燃油从蒸发管进入燃烧室,在凹腔燃烧区内进行油气掺混和燃烧,燃烧生成的高温产物在掺混段与冷空气进行掺混,然后排出燃烧室。驻涡燃烧室采用的是航空煤油燃料,在周向均匀布置有6个蒸发管。

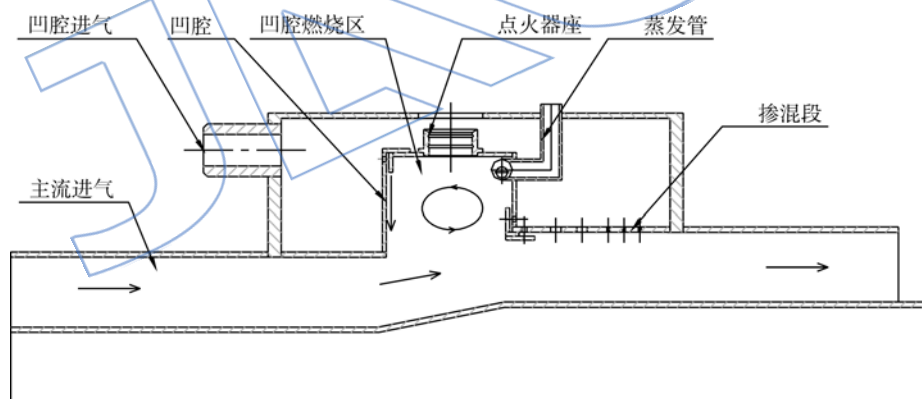


图1 驻涡燃烧室结构示意图

Fig. 1 Structural diagram of trapped vortex combustor

根据凹腔的结构尺寸和蒸发管的相关设计准则,将蒸发管试验件的内径确定为 $d=6\text{mm}$,外径 $D=8\text{mm}$,设计的蒸发管的外形结构如图2和图3所示,然后对这两个蒸发管进行蒸发、雾化试验,并比较两者的性能。

设计两个内外径一致,只是头部有差别的蒸发管,目的在于重点研究蒸发管的头部结构对蒸发管性能的影响。冷态试验中,蒸发管进气通道和蒸发管口采用衬套连接,在蒸发管管口附近打一个小孔用直射式喷嘴把水喷入到蒸发管内,小孔

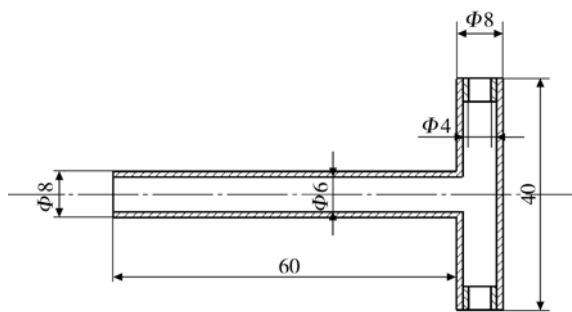


图2 蒸发管I外形结构图(单位:mm)

Fig. 2 Structural diagram of evaporation tube I (unit:mm)

的直径设计为 0.5 mm,整个试验件的具体连接结构如图 4 所示。

1.2 蒸发管雾化试验系统

雾化试验系统的结构如图 5 所示,试验中采用水代替液态燃料喷入蒸发管,试验系统主要包括气路系统、水路系统、测试系统,其中主要的试验设备有:马尔文激光粒度仪、气罐、高压瓶、压力表、流量计等。

气路系统:试验段的来流由低压气源供给,气体的压力和流量可调,用压力表和浮子流量计进行测量。

水路系统:高压气瓶的气体经减压阀减压后进入到水罐中,对水罐中的水进行加压,然后通过调节阀进入到试验件中。试验前先获得喷嘴的压力和流量的关系曲线,试验中只测量喷嘴处水的压力,然后通过关系曲线求出喷嘴的水流量。

测试系统:采用 2200 型马尔文激光粒度仪进行测量,用数据采集计算机进行数据采集及分析,可以得到液雾的索太尔平均直径(SMD)和液雾的尺寸分布指数(N)。

1.3 蒸发管蒸发试验系统

蒸发试验的结构如图 6 所示,主要包括四个系统:加热系统、供水系统、供气系统、测试系统。

加热系统主要设备有气源、稳定段、加热器供油管路、加热器和孔板流量计。供水系统主要设备有高压气瓶、水罐、压力表和调节阀。供气系统主要设备有浮子流量计、压力表和调节阀。测试系统主要设备有用于测蒸发率的离心分离器和量筒,用于测量燃气温度的热电偶和采集计算机。

蒸发试验中,也采用水代替液态燃料喷入蒸发管,经过雾化、加热和蒸发,在蒸发管的出口处采用离心分离器收集气液混合物,离心分离器的

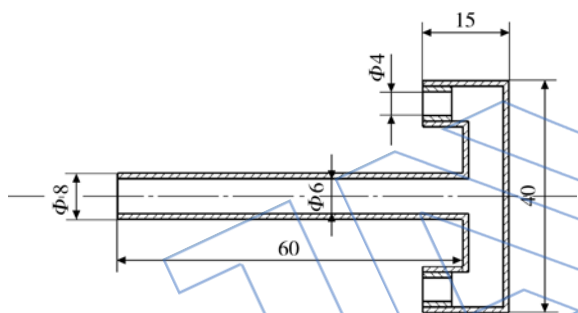


图 3 蒸发管 II 外形结构图(单位:mm)

Fig. 3 Structural diagram of evaporation tube II (unit:mm)

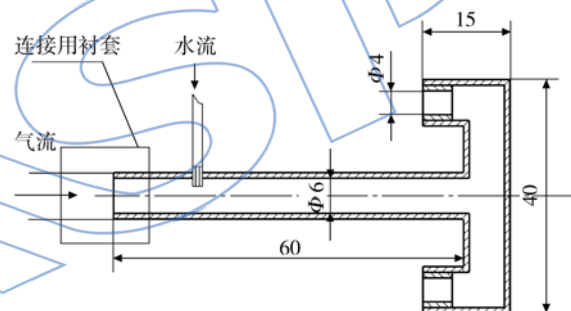


图 4 试验件连接示意图(冷态)(单位:mm)

Fig. 4 Relationship of test pieces (cold conditions) (unit:mm)

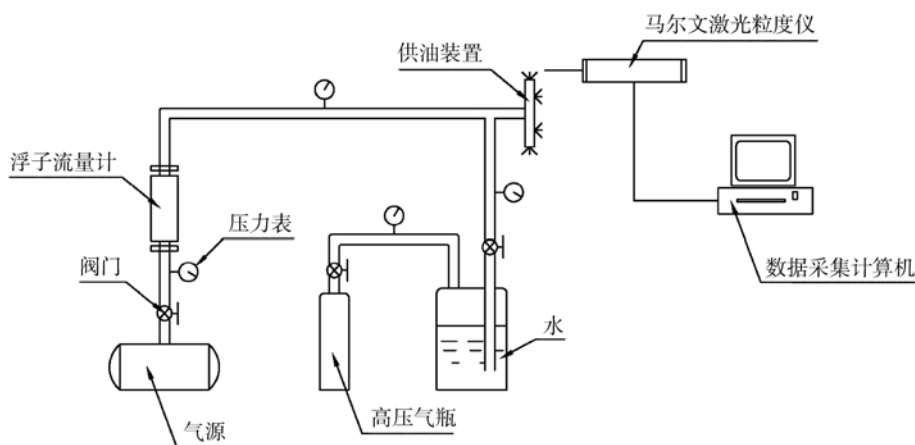


图 5 雾化试验系统图(冷态)

Fig. 5 Schematic of atomization testing system (cold conditions)

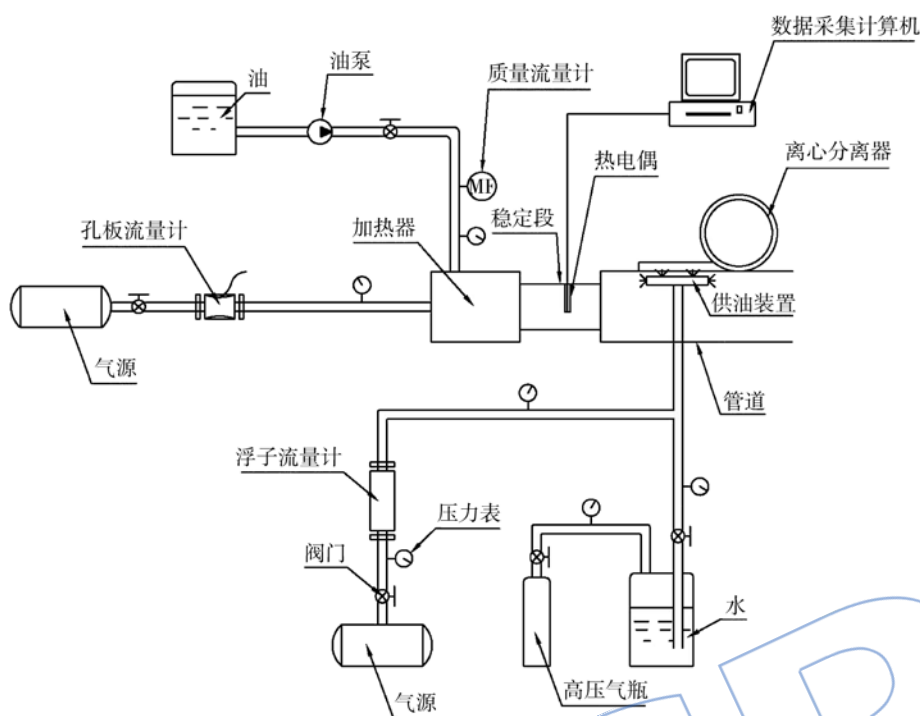


图6 蒸发试验系统图(热态)

Fig. 6 Schematic of evaporation testing system (hot conditions)

结构如图7所示。从高压水罐出水总量 m ，喷入蒸发管与空气混合蒸发后从出口出来，具有高动能的汽水混合物从切线方向进入圆筒，在筒内做圆周运动。水与水滴的密度大，贴着筒壁旋转，同时受到重力的作用，作旋转向下运动。蒸汽的密度小，位于圆筒中心，边旋转边向上作螺旋上升运动。水从下部引出 m_w (使用量筒收集)，汽从上部引出 m_a (不收集)，使汽和水初步分离。本试验蒸发率 η 的定义如下：

$$\eta = 1 - (m_w / m)$$

此次采用的离心分离器，既有惯性分离作用，又有重力分离作用，所以分离效果较好。充分利用汽水混合物在上升管流动中所得到的动能，在离心分离器内进行惯性分离，既达到汽水分离的效果，又使汽水混合物的动能消失，给下一步的重力分离创造条件。同时，用离心分离器的圆筒来消除汽水混合物的动能是有效的，靠切向旋转不会引起水滴飞溅，也没有正面冲撞造成的水流破碎现象^[12]。

2 蒸发管雾化试验结果及分析

2.1 蒸发管雾化用气流速对蒸发管出口液滴 SMD 的影响

图8和图9分别是蒸发管Ⅰ和蒸发管Ⅱ出口液滴 SMD 随蒸发管雾化用气流速 V_a 的变化曲

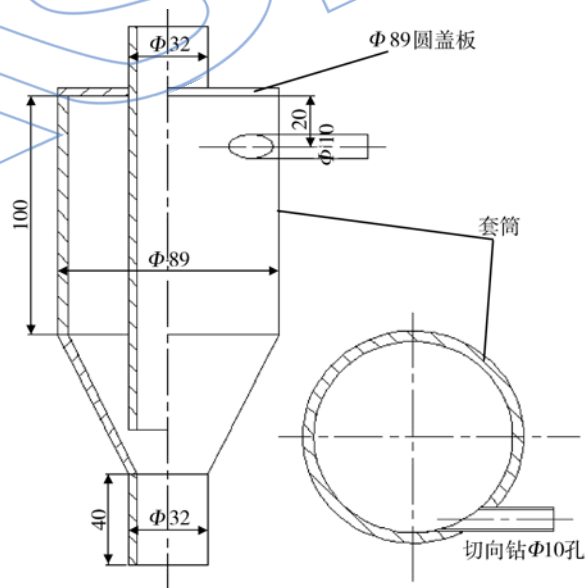


图7 离心分离器(单位:mm)

Fig. 7 Schematic of centrifugal separator
(unit:mm)

线图，图中的 L 表示测量界面与喷嘴出口之间的距离， p_w 和 Q_w 分别表示蒸发管的供水压力和供水流量， p_{air} 和 Q_{air} 分别表示蒸发管的供气压力和供气流量。从图中可以看出，在同一个测量截面处，随着空气流速的增加，出口液滴的 SMD 逐渐减小，即空气流速越大，雾化效果越好。当空气流

速相同时,随着 L 的增大,出口液滴的 SMD 也逐渐减小。

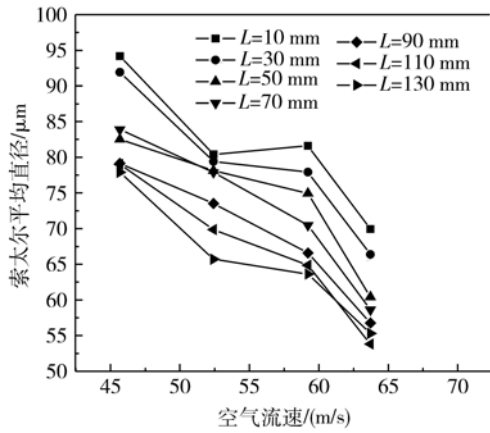


图 8 SMD 随空气流速 V_a 的变化

(蒸发管 I, $p_w=0.8$ MPa, $Q_w=1.42$ g/s)

Fig. 8 Influence of air velocity V_a on SMD

(evaporation tube I, $p_w=0.8$ MPa, $Q_w=1.42$ g/s)

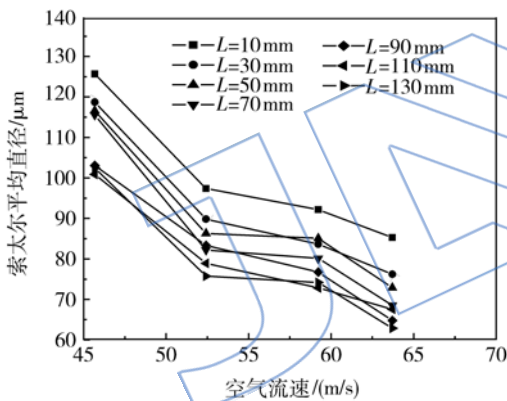


图 9 SMD 随空气流速 V_a 的变化

(蒸发管 II, $p_w=0.8$ MPa, $Q_w=1.42$ g/s)

Fig. 9 Influence of air velocity V_a on SMD

(evaporation tube II, $p_w=0.8$ MPa, $Q_w=1.42$ g/s)

2.2 蒸发管出口液滴 SMD 沿蒸发管出口轴向距离的变化

图 10 和图 11 分别是蒸发管 I 和蒸发管 II 在蒸发管雾化用气压力 $p_{air}=0.058$ MPa 时,出口液滴 SMD 沿出口轴向距离 L 的变化曲线图。从图中可以看出,在同一水压下,随着轴向距离的增大,液滴的 SMD 是先减小再增大的,如图 10 所示,蒸发管 I 在 110 mm 距离附近有最小 SMD 值,雾化效果最佳,大于这个距离后 SMD 又开始增大。这是因为液滴刚从蒸发管出口喷出时雾化还没完全展开,此时的 SMD 都偏大,在 20~110

mm 这个过程液滴破碎逐渐完成雾化 SMD 逐渐减小,到 110 mm 附近基本完成雾化, SMD 达到最小,随着距离的增大,由于小液滴的蒸发和碰撞凝聚,又使液滴 SMD 变大。而从图 11 中可以看出,蒸发管 II 在距出口 90 mm 处雾化效果最好,这说明两种蒸发管在相同的工况下,出口液滴达到最小的 SMD 所需的距离是不一样的。

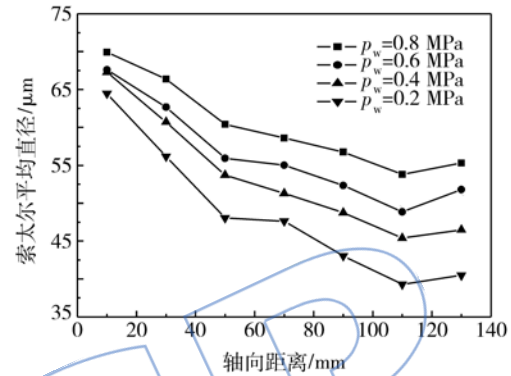


图 10 SMD 随出口轴向距离 L 的变化

(蒸发管 I, $p_{air}=0.058$ MPa, $Q_{air}=2.2$ g/s)

Fig. 10 Influence of axial distance L on SMD

(evaporation tube I, $p_{air}=0.058$ MPa, $Q_{air}=2.2$ g/s)

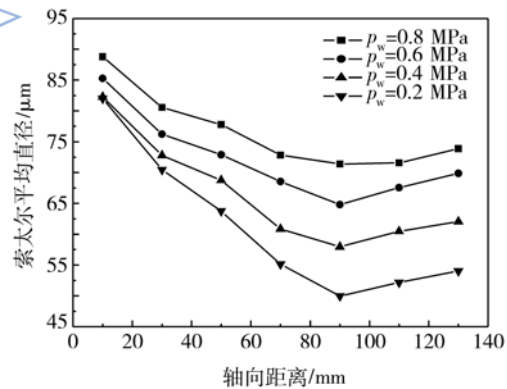


图 11 SMD 随出口轴向距离 L 的变化

(蒸发管 II, $p_{air}=0.058$ MPa, $Q_{air}=2.2$ g/s)

Fig. 11 Influence of axial distance L on SMD

(evaporation tube II, $p_{air}=0.058$ MPa, $Q_{air}=2.2$ g/s)

2.3 气液比对蒸发管出口液滴 SMD 的影响

通常,当蒸发管蒸发用气流速 V_a 一定时,增大蒸发管的气液比 AFR,雾化粒度 SMD 将减小,本文中气液比定义为进入蒸发管的空气和水的质量流量之比。

图 12 和图 13 分别是蒸发管 I 和蒸发管 II 在距离出口 $L=50$ mm 处所测得的出口液滴 SMD

随气液比的变化曲线图。曲线表明,在同一流速下,雾化液滴 SMD 随着气液比的增加而减小,而在相同气液比的条件下,空气流速越大液滴雾化的 SMD 越小。从两图的比较中,发现蒸发管 I 随气液比的变化要比蒸发管 II 更明显,而且雾化效果也比蒸发管 II 要好,原因是高的空气速度对雾化起决定作用,而前面分析蒸发管 II 由于设计上要比蒸发管 I 多一弯节,雾化需要更大的空气流速,因此在这部分试验工况下,蒸发管 II 雾化效果欠佳。

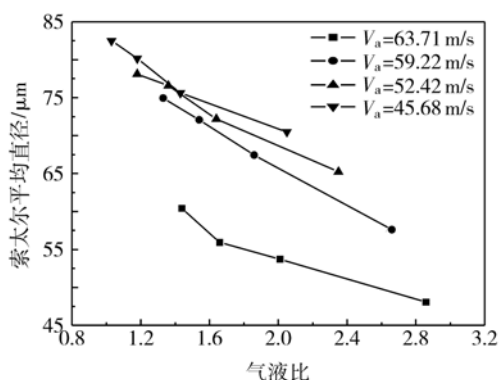


图 12 SMD 随气液比 AFR 的变化
(蒸发管 I, $L=50$ mm)

Fig. 12 Influence of AFR on SMD
(evaporation tube I, $L=50$ mm)

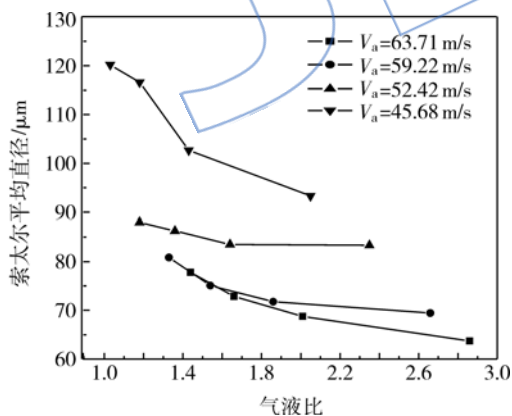


图 13 SMD 随气液比 AFR 的变化
(蒸发管 II, $L=50$ mm)

Fig. 13 Influence of AFR on SMD
(evaporation tube II, $L=50$ mm)

2.4 气液比、空气流速对液滴尺寸分布的影响

雾化研究中除了要确定液滴平均直径外,还需要确定液滴大小的分布情况,液滴尺寸分布是研究雾化特性的另一个重要参数,可以用分布指

数 N 表征液滴的尺寸分布,当 N 大时,雾化液滴趋于均匀。本试验用马尔文激光粒度仪测量得出了各工况下的液滴分布指数,结果如图 14 和 15 所示。从图中可以看出,在相同的气流速度 V_a 条件下,当气液比增大时,雾化尺寸分布指数增大,而相同的气液比条件下,空气流速的增大雾化尺寸分布指数减小。结合前面分析可知,气液比的增大不仅会使 SMD 下降,也使雾化趋于均匀,但是相同气液比下,增大流速, SMD 降低,雾化尺寸分布指数却减小,雾化更不均匀。

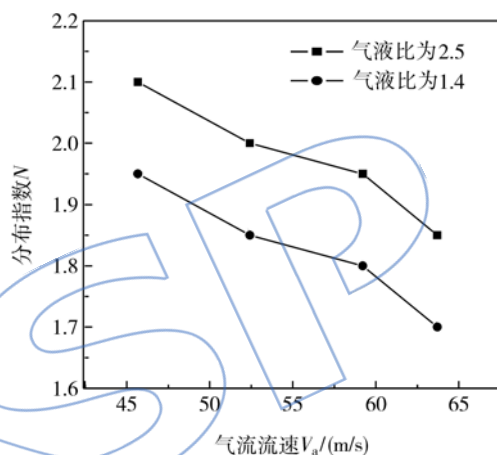


图 14 分布指数 N 随空气流速 V_a 的变化
(蒸发管 I, $L=50$ mm)

Fig. 14 Influence of V_a on N
(evaporation tube I, $L=50$ mm)

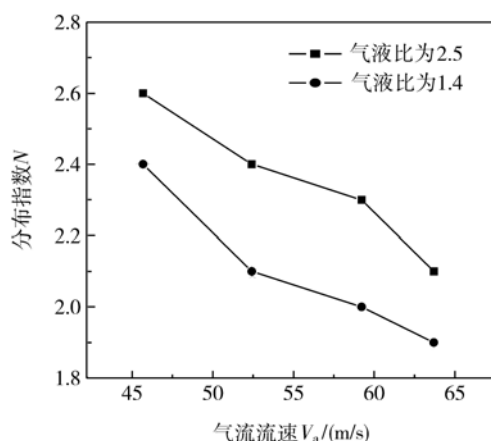


图 15 分布指数 N 随空气流速 V_a 的变化
(蒸发管 II, $L=50$ mm)

Fig. 15 Influence of V_a on N
(evaporation tube II, $L=50$ mm)

综合比较两个蒸发管的雾化性能后,最终选

择蒸发管 I, 后续的研究主要针对蒸发管 I 进行。

3 蒸发管蒸发率试验结果及分析

蒸发管式燃油喷射方式的提出, 目的在于利用燃烧区燃烧产生的热量给燃料加热, 以获得尽可能大的蒸发度, 从而获得燃烧效率高, 排放污染低的高性能燃烧室, 所以有必要研究蒸发管在燃烧室实际工作环境中的蒸发性能。

3.1 环境温度对蒸发率的影响

如图 16 所示, 蒸发率随着蒸发管所处环境的温度的增加而提高, 环境温度的增加对管内液滴的蒸发有利。同时, 温度越高蒸发率的变化越大, 如图 16 所示, 对于同一个空气流速下, 当温度从 150℃ 到 420℃ 时, 曲线斜率较小, 蒸发率是缓慢地增大, 这说明低温条件下, 温度不是影响蒸发管蒸发率的主要因素; 随着温度进一步的增高, 蒸发率随温度变化的斜率越来越大, 这说明只有温度高到一定程度, 蒸发率对温度的变化才变得敏感, 此时温度成为影响蒸发管蒸发率的主要因素。

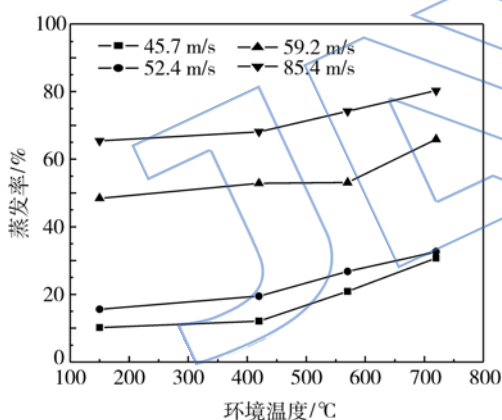


图 16 蒸发率随环境温度变化曲线图
(蒸发管 I)

Fig. 16 Influence of environmental temperature on evaporation rate
(evaporation tube I)

从图 16 还可以看出, 在管内空气流速较低如 45.7 m/s 时, 温度达到 720℃ 时, 蒸发率才为 30%; 而管内空气流速较高如 85.4 m/s 时, 温度在 150℃ 蒸发率就达到了 65%, 这说明管内空气流速对蒸发管蒸发率影响非常大。

3.2 蒸发管雾化用气流速对蒸发率的影响

图 17 所示的是蒸发率随蒸发管内空气流速变化的曲线图, 可以看出, 在相同的环境温度条件下, 高的蒸发管雾化用气流速对蒸发率有利, 管内

蒸发率随空气流速增大而增大, 流速在 45 m/s 附近和流速在 85 m/s 附近蒸发率差别达到 50% 左右, 这说明高的空气流速是影响蒸发管蒸发率的重要因素。

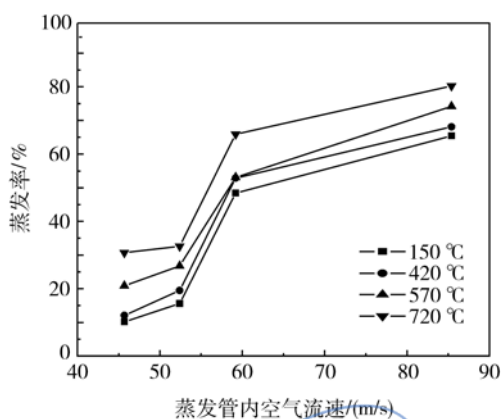


图 17 蒸发率随空气速度 V_a 的变化
(蒸发管 I)

Fig. 17 Influence of V_a on evaporation rate
(evaporation tube I)

4 采用蒸发管 I 的驻涡燃烧室的燃烧性能

对采用蒸发管 I 的驻涡燃烧室进行燃烧性能试验研究, 燃烧室的结构示意图如图 1 所示, 试验的参数是主流进口空气马赫数为 0.3~0.6, 主流进口空气温度为常温, 蒸发管蒸发用气的温度为常温~300℃, 研究结果表明, 在大部分试验条件下, 驻涡燃烧室的燃烧效率高于 0.96, 点火总油气比小于 0.0065, 熄火总油气比小于 0.0018, 凹腔壁面热点温度低于 850℃^[13-14]。可见, 采用此结构蒸发管的驻涡燃烧室具有较高的燃烧效率和较宽的着火边界。

5 结 论

1) 蒸发管雾化特性的主要影响因素有蒸发管雾化用气流速、蒸发管内的气液比、沿蒸发管出口的轴向距离等。

2) 蒸发管雾化试验中, 空气流速的增加, 一方面使液滴雾化 SMD 变小, 同时也使液滴尺寸分布变得更不均匀 (N 减小); 气液比的增加, 不仅使液滴雾化 SMD 变小, 同时还使液滴尺寸分布变得更加均匀 (N 增大)。

3) 蒸发管达到最小雾化颗粒所需的距离与蒸发管雾化用气流速、液体燃料流量和蒸发管头

部结构有关。

4) 试验过程中,蒸发管Ⅰ所测得的雾化最小SMD为 $39\mu\text{m}$,蒸发管Ⅱ的为 $48\mu\text{m}$,两种蒸发管的液滴SMD全部分布在 $39\sim 130\mu\text{m}$ 之中,较好的满足了燃气轮机燃烧室 $20\sim 200\mu\text{m}$ 的滴径分布要求。

5) 环境温度的升高有利于蒸发率的提高,加大蒸发管雾化用气流速有利于改善蒸发管蒸发率。

6) 在 $450\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之前环境温度对蒸发管的蒸发率影响不显著,在 $450\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以后蒸发管蒸发率随环境温度变化明显,其蒸发率可达80%。

7) 蒸发管Ⅰ的雾化性能好于蒸发管Ⅱ,采用蒸发管Ⅰ结构的驻涡燃烧室具有较高的燃烧效率、较宽的稳定燃烧范围和较低的凹腔壁面温度。

参考文献:

- [1] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped-vortex combustor[R]. AIAA 95-0810, 1995.
- [2] Roquemore W M, Shousese D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [3] 孔昭健,樊未军,易琪,等.采用蒸发管供油的驻涡燃烧室点火及贫油熄火特性[J].航空动力学报,2007,22(7):1132-1137.
KONG Zhaojian, FAN Weijun, YI Qi, et al. Ignition and lean blow out performance of trapped vortex combustor with evaporating tubes fuel injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1132-1137. (in Chinese)
- [4] 侯凌云,侯晓春.喷嘴技术手册[M].北京:中国石化出版社,2002.
- [5] Lee J Y, Kushari A, Lubarsky E, et al. Control of combustion instabilities and emissions using an internally mixed liquid atomizer with a vaporizer [R]. AIAA 2002-14360, 2002.
- [6] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. London: Taylor & Francis Ltd., 1998.
- [7] 林宇震,许全宏,刘高恩.燃气轮机燃烧室[M].北京:国防工业出版社,2008.
- [8] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,等.高性能航空燃气轮机燃烧技术[M].北京:国防工业出版社,2002.
- [9] 何小民,许金生,苏俊卿.驻涡燃烧室燃烧性能试验[J].航空动力学报,2009,24(2):318-323.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Experimental research of the performance of the trapped-vortex combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 318-323. (in Chinese)
- [10] Brankovic A, Ryder R. Emissions prediction and measurement for liquid fueled TVC combustor with and without water injection[R]. AIAA 2005-0215, 2005.
- [11] 樊未军,严明,易琪,等.富油/快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低 NO_x 排放[J].推进技术,2006,27(1):88-91.
FAN Weijun, YAN Ming, YI Qi, et al. Low NO_x emission of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 88-91. (in Chinese)
- [12] 孙跃中.蒸发管供油燃油雾化特性试验研究[J].航空动力学报,1989,4(3):277-279.
SUN Yuezhong. An experimental study on fuel spray atomizing characteristics of evaporating pipe atomizer [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(3): 277-279. (in Chinese)
- [13] 张荣春,樊未军,邢菲.环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验[J].航空动力学报,2010,25(6):1238-1244.
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Experimental study of wall temperature distribution on annular inter-stage trapped vortex combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1238-1244. (in Chinese)
- [14] 邢菲,张荣春,樊未军,等.主流及掺混气温度对单涡/贫油驻涡燃烧室点火及熄火性能影响的试验[J].航空动力学报,2008,23(12):2280-2285.
XING Fei, ZHANG Rongchun, FAN Weijun, et al. Experimental study on single/fuel-lean trapped vortex combustor ignition and limit blow-out at different main air and mix air temperature [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2280-2285. (in Chinese)