

文章编号:1000-8055(2011)02-337-06

一种离心喷嘴多孔蒸发管的蒸发率实验

光 辉, 许全宏, 朱 菁, 林宇震

(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)

摘 要: 发展了一种用于微小型燃气轮机燃烧室的多孔蒸发管, 燃油通过离心喷嘴供入蒸发管上游, 空气经喷嘴下游的多个离散小孔进入蒸发管, 燃油在蒸发管内与空气混合并蒸发. 测试了离心喷嘴的喷雾特性, 并主要对该多孔蒸发管的燃油蒸发率进行了实验. 结果表明: 对于这种多孔蒸发管, 影响蒸发率的主要因素是进气温度和离心喷嘴的喷雾特性, 当进气温度超过 480 K, 燃油接近完全蒸发, 雾化颗粒度越小, 相对流速越大, 蒸发完全程度越高.

关 键 词: 蒸发管; 多孔; 离心喷嘴; 蒸发率; 燃烧室

中图分类号: V231.25

文献标识码: A

Experimental study of evaporation rate for multihole vaporizer with pressure swirl atomizer

GUANG Hui, XU Quan-hong, ZHU Jing, LIN Yu-zhen

(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)

Abstract: A design multihole vaporizer was developed for micro gas turbine combustor. Pressure swirl atomizer was used to atomize kerosene first and was fitted at entrance of multihole vaporizer. A lap of holes were distributed around multihole vaporizer wall of nozzle downstream, which were used to mix and vaporize kerosene. Spray characteristics of pressure swirl atomizer was measured, and vaporization rate of the multihole vaporizer was studied experimentally. The experimental results show that the air temperature and spray characteristics of pressure swirl atomizer are major influence factor to vaporization rate for multihole vaporizer. Kerosene is completely vaporized when the vaporizer inlet temperature exceeds 480 K. The smaller the kerosene particle size, the greater relative velocity, the higher the level of evaporation achieved.

Key words: vaporizer; multihole; pressure swirl atomizer; vaporization rate; combustor

微小型燃气轮机燃烧室中液体燃料贫油预混预蒸发低污染燃烧方案是目前降低污染排放最有效的方法^[1]. 为追求低至个位数的 NO_x 污染排放, 贫油预混预蒸发燃烧技术是必然的选择. 贫油预混预蒸发燃烧之前的燃油准备方案, 即燃油预

混预蒸发过程的燃油蒸发完全程度即蒸发率与油气混合均匀程度是其中的关键性能参数, 也是设计者在进行蒸发设计时首先要考虑的.

如何在有限空间迅速完成燃油雾化、混合和蒸发过程是贫油预混预蒸发燃烧研究的重点, 各

收稿日期: 2009-08-27; 修订日期: 2010-12-20

作者简介: 光辉(1980—), 男, 山东博山人, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧室研究.

国研究者采用了许多方法来解决这个问题,核心是预混预蒸发管设计.例如,ALSTOM公司发展的第二代干低污染燃烧室采用的 Environmental friendly V-shaped burners (EV) 预混燃烧技术^[2],其特征是采用锥形旋流器开缝形成旋流和燃油预混,General Electric(GE)公司微型燃机^[3]使用的预混燃烧技术,其特征是双级旋流器,在旋流器通道内喷入燃油进行预混预蒸发,CAPSTONE 微型燃气轮机使用的预混预蒸发燃烧技术^[4],是空气雾化喷嘴喷出燃油与壁面斜槽形成旋流和预混预蒸发.

但以上的预混预蒸发方案在燃油与空气混合均匀的问题上存在一定的不足,这是由于进入预混预蒸发装置中的燃油与空气体积流量差别巨大,以微型燃气轮机的典型运行参数举例,蒸发管当量比为 0.6,压气机压比为 4,燃油与空气体积流量比是 1/6 728,燃油的体积流量只占空气流量的非常微小的部分,将造成燃油与空气混合均匀非常困难.

较好的解决方法就是采用离散的空气射流和雾化燃油先进行混合,然后蒸发^[5-7].在这个思想指导下,本文作者采用了基于空气雾化喷嘴的多孔预混预蒸发管来雾化、混合和蒸发燃油^[7].文献^[7]中描述了采用类似设计的低污染燃烧室,实验证明其降低污染排放潜力很大,在常压条件下,进口温度 800 K,油气比 0.024 时,NO_x 排放小于 6 g/kg 燃油,最低到 1.2 g/kg 燃油.

由燃油-空气混合、燃油蒸发的机理出发,要进一步增强空气和燃油混合的效果,一方面需要增大空气燃油掺混的动量比,另一方面需要增大燃油和空气的接触面积^[1].火焰筒的压降已经决定了动量比调整幅度有限,因而需要通过增大接触面积的方法增强混合、蒸发.由此作者发展了一种基于离心喷嘴的多孔预混预蒸发的低污染燃烧燃油准备装置.在本文中,重点研究内容是该蒸发管的燃油蒸发特性,即当量比和空气温度对蒸发管蒸发率的影响规律.

1 多孔预混预蒸发管的结构和工作原理

本文所采用的预混预蒸发段结构和实验件如图 1 所示,燃油从离心喷嘴喷出,雾化后的燃油在预混段前端以一定角度喷射入管内,管壁上有一定数量的直孔和大量的斜孔,空气主要通过这

些孔进入预混管.该结构中,空气与燃油油雾雾滴在径向方向运动方向相反.与其他预混管入口进气,完全凭借空气旋流蒸发燃油,完成油气混合的方案相比,这种结构增加了燃油雾滴与空气在径向的相对运动,油气的掺混更加强烈,燃油能很快蒸发.由于该结构主要采用小孔进气的方式,本文中称其为燃油预混预蒸发多孔管,简称多孔管.

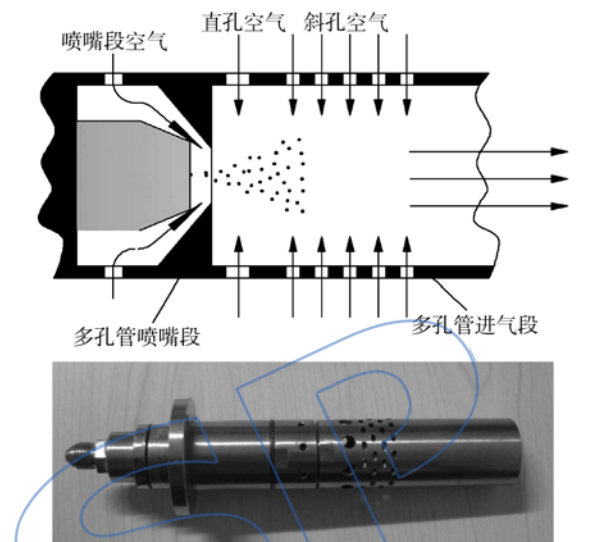


图 1 多孔蒸发管的结构示意图和实验件照片

Fig. 1 Sketch of multihole vaporizer

利用多排孔的空气射流增大了空气燃油的接触面积,利用直孔加多斜孔射流,使空气直接冲击离心喷嘴喷出的油雾,从而空气与油雾之间的剧烈相对运动达到短距离内迅速完成燃油蒸发和油气混合的目的.

文献^[8]的实验结果表明,在压力 0.9 MPa,温度 625 K,煤油自燃时间为 80 ms.在本蒸发管的应用背景,来流压比为 4,空气温度 450 K,蒸发管长度为 100 mm,煤油停留时间为 2 ms,温度和压力都远低于文献^[8]所述工况,自燃时间会更长,所以多孔蒸发管不存在自燃的问题.

2 多孔管蒸发率实验

离心喷嘴多孔蒸发管的蒸发率 η_e 指在某种工况条件下,已蒸发的燃油流量与供入的总燃油流量之比.

理论分析表明,影响离心喷嘴多孔管蒸发率的主要影响因素是燃油方面的特性参数和空气方面的特性参数,主要有燃油雾化颗粒度、空气温度、空气流速、当量比等^[9].本文采用实验方法来研究蒸发率,由于已蒸发的燃油蒸气收集有相当难度,实验采用的方法是收集未蒸发燃油.这种方

法在文献[10-11]中都使用过。

实验中采用风机供气,整个系统包括空气流量控制部分、空气温度控制部分、燃油供给部分、未蒸发燃油收集部分。未蒸发燃油收集是该系统的核心,从多孔管喷出的是未蒸发燃油以及燃油蒸气和空气的混合气体。混合物从多孔管中喷出直接进入容器,冲击喷射到容器壁面上,由于气流速度迅速降低,未蒸发燃油滴由于较大的惯性,将附着在容器壁面上,顺着壁面流到容器底部,容器有足够的深度,以保证气流不会将容器中的收集到的液态燃油卷起。空气和其余的燃油蒸气将进入环境大气中。

3 多孔管蒸发率实验结果及分析

3.1 离心喷嘴燃油雾化颗粒度实验

采用了流量数(F_n)为 $2.6 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{MPa}^{0.5})$ 离心喷嘴,该喷嘴为工业喷嘴,品牌为 Danfoss,圆锥为实心,张角 60° ,离心喷嘴的燃油雾化颗粒度(d_{Smd})和液滴分布指数 n 如图 3 所示,由马尔文仪测量得到。实验结果表明,其燃油雾化颗粒度从 0.3 MPa 减小幅度变小,液滴分布指数随雾化压

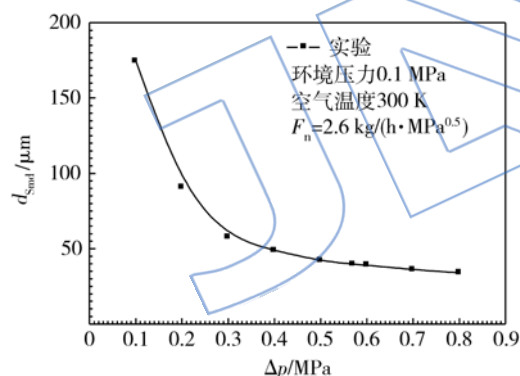


图2 多孔管用离心喷嘴的 d_{Smd}

Fig. 2 d_{Smd} of nozzle on multihole vaporizer

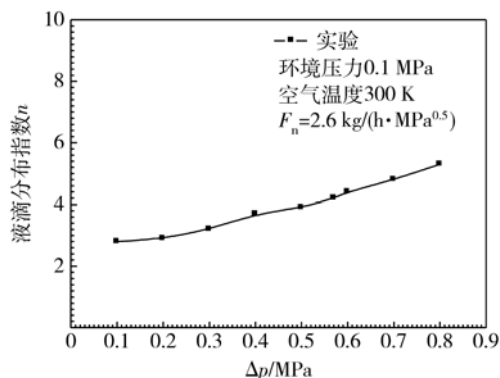


图3 多孔管用离心喷嘴液滴分布指数

Fig. 3 Distribution index of droplet

力增加而逐渐增大,说明液雾越来越均匀。

3.2 当量比变化对多孔管蒸发率的影响

由于采用离心喷嘴作为多孔蒸发管初始液雾形成的装置,因此,在改变当量比时,有两种做法,一是通过保证油流量不变改变空气流量,或者是保证气流量不变改变燃油流量来实现。下面在三种空气温度条件下,研究通过上述两种方法改变当量比对燃油蒸发率的影响。

采用第一种方法,喷嘴是离心喷嘴,保证燃油流量不变,供油压力为 0.59 MPa 。通过改变空气流量来改变多孔管内当量比,当量比在 $0.4 \sim 0.9$ 之间,空气流量从 0.020 kg/s 降至 0.009 kg/s 。当量比相同时,空气流量相同,在当量比为 0.6 时,空气流量为 0.0136 kg/s 。空气温度选定在燃油沸点左右,分别为 $390, 420 \text{ K}$ 和 450 K 。实验得到的蒸发率随当量比变化规律见图 4。

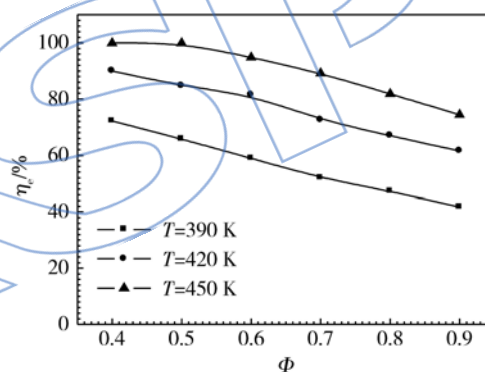


图4 当量比对蒸发率影响(燃油流量不变)

Fig. 4 Influence of Φ on vaporization rate
(flow of kerosene is constant)

由图 4 可以归纳出,随着多孔管内当量比增大,燃油蒸发率减小,而且在不同温度下减小趋势几乎都成线性下降。虽然蒸发率随着当量比增大而减小,但温度越高,蒸发率随着当量比降低得越少。当空气温度为 390 K 时,当量比从 0.4 变化到 0.9 ,蒸发率减小了 42.2% ,而空气温度为 420 K 时,蒸发率降低 31.6% ,空气温度为 450 K 时,蒸发率降低 25.6% 。

该实验的燃油流量不变,供油压力不变,则意味着初始燃油雾化颗粒度不变。在燃油颗粒与空气有相对运动条件下,为考虑对流效应,通常在单个颗粒的蒸发常数上乘上一个对流效应因子^[12]。造成上述趋势的原因主要有二:一是在这种空气条件下的单滴蒸发常数;二是对流效应。根据文献[12]提出的模型,计算了 RP3 航空煤油在常压,

390, 420 K 及 450 K 情况下的稳态蒸发常数, 分别是 $0.0232, 0.0391 \text{ mm}^2/\text{s}$ 和 $0.0570 \text{ mm}^2/\text{s}$. 按照直孔空气与液雾的相对速度, 计算了液滴在初始喷出有对流情况下的蒸发常数, 用 Ranz 和 Marshall 公式来计算对流效应: $1 + Re^{0.5} Pr^{0.33}$, 式中的雷诺数 Re 和 Pr 数按文献[12], 采用 1/3 混合平均取值的方法来计算. 计算结果如图 5 所示, 同一温度情况下, 当量比增加, 空气流量减小导致流速减小, 液滴对流蒸发常数减小. 不同温度条件下, 同样当量比情况时, 随温度增加, 液滴对流蒸发常数变大. 蒸发常数的结果基本能够解释上述实验结果的原因, 但是由于没有考虑后续液滴在管内流动时的蒸发, 所以从定量上不能完全计算出该实验结果.

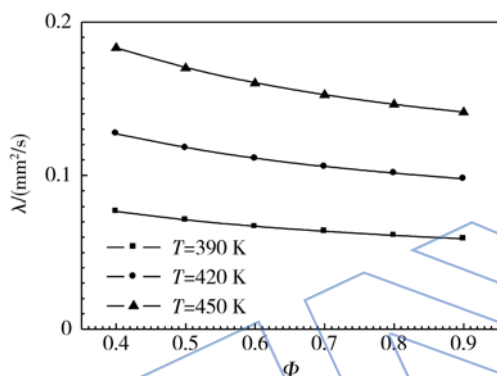


图 5 多孔管内液滴有对流效应的蒸发常数

Fig. 5 Evaporation constant λ of droplet convective effect of multihole vaporizer

采用第二种方法, 保持空气流量不变, 为 0.01 kg/s , 改变燃油流量来实现当量比调节. 在该实验中, 采用离心喷嘴, 空气温度分别为 390, 420 K 和 450 K, 通过改变燃油流量, 实现当量比在 0.4 到 0.9 之间变化, 由于燃油流量变化, 供油压力也随之改变. 实验所得到的蒸发率与当量比之间的关系如图 6 所示.

与通过调节空气流量改变当量比的实验结果不同, 改变燃油流量时, 蒸发率并不随着当量比增加呈线性单调减小, 而是在当量比小于 0.6 的条件下, 蒸发率随着当量比增加变大, 在当量比大于 0.6 时才随着当量比增加而减小. 从图中还可以看到, 不同的温度条件下, 蒸发率的峰值都出现在当量比在 0.6 的地方.

出现这个现象与燃油雾化有关. 由于改变燃油流量是通过改变供油压力实现的, 所以实验中喷嘴对燃油的雾化也是变化的. 表 1 是实验中各

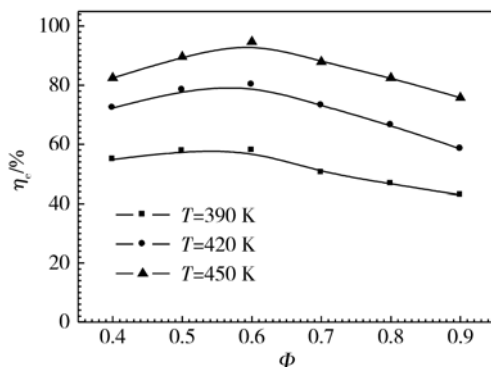


图 6 当量比对蒸发率影响(空气流量不变)

Fig. 6 Influence of Φ on vaporization rate (flow of air is constant)

个当量比所对应的供油压力大小. 从中看到, 当量比为 0.6 时, 供油压力正好为 0.32 MPa, 当量比从 0.4 变化到 0.6, 供油压力从 0.14 MPa 变化到 0.32 MPa. 从当量比从 0.6 变化到 0.9 时, 供油压力从 0.32 MPa 变化到 0.72 MPa.

表 1 实验条件

Table 1 Experiment conditions

Φ	$\Delta p / \text{MPa}$	燃油雾化 颗粒度/ μm	n	A_d / mm^2
0.4	0.14	141	2.8	14374
0.5	0.22	87	3.0	29202.8
0.6	0.32	58	3.3	52829.8
0.7	0.44	46	3.7	78108.9
0.8	0.57	40	4.2	102237.3
0.9	0.72	36	4.9	127672.1

从喷嘴雾化拟合的实验数据中得到, 在 0.14 MPa 到 0.32 MPa 时, 燃油雾化颗粒度迅速变小, 从 $141 \mu\text{m}$ 降至 $58 \mu\text{m}$, 从 0.44 MPa 变化到 0.72 MPa 时, 雾化颗粒度从 $46 \mu\text{m}$ 降至 $36 \mu\text{m}$. 分布指数逐步增加, 说明燃油雾化颗粒度的均匀性逐渐增加, 颗粒尺寸逐渐均一. 按照喷雾的实验结果计算的液雾尺寸累计分布如图 7 所示, 液雾尺寸频率分布如图 8 所示. 与前述分析相同, 液雾的初始对流蒸发常数见图 9.

从液滴对流蒸发常数和燃油雾化颗粒度分布、液雾需要蒸发表面积可以解释固定空气流量, 调整燃油流量所进行的蒸发率实验的结果. 在当量比小于 0.6 时, 主要是由于直径大的液雾颗粒

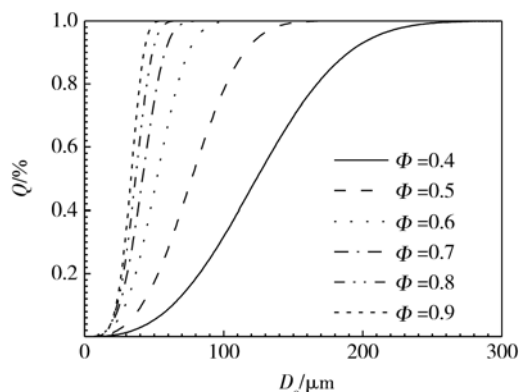


图7 不同当量比下液雾的累积分布

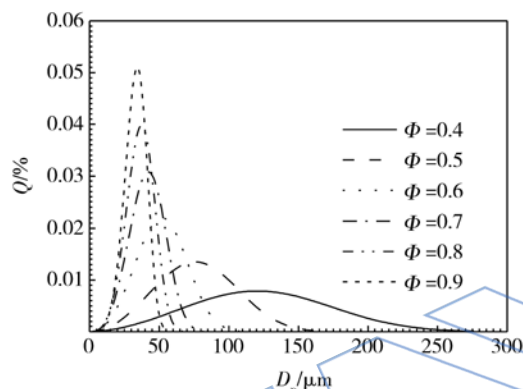
Fig. 7 Cumulative distribution of droplet on different numerical Φ 

图8 液雾尺寸的频率分布

Fig. 8 Frequency distribution of droplet size

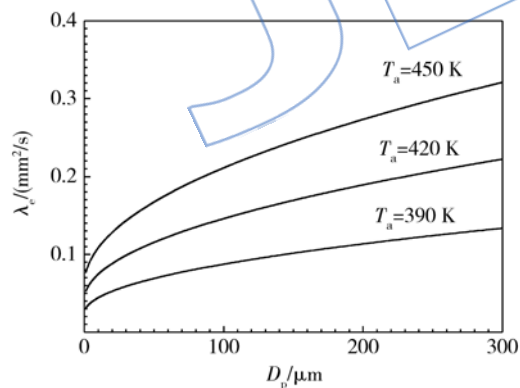


图9 液滴初始对流蒸发常数

Fig. 9 Constant of initial convective evaporation of droplet

多,而导致了在蒸发管出口也不能完全蒸发,使蒸发率降低。例如,当量比为 0.4 时,燃油雾化颗粒度为 $141\mu\text{m}$,大于 $100\mu\text{m}$ 的颗粒占有所有颗粒数量的 70%,如图 7 所示,虽然液雾的初始总表面积较小,但是液滴初始对流蒸发常数随颗粒变大增加幅度远小于颗粒度增加导致的表面积增加,100

μm 和 $200\mu\text{m}$ 的液滴相比,直径增加 2 倍,面积增加 4 倍,450 K 空气温度下初始蒸发常数仅从 $0.21\text{mm}^2/\text{s}$ 增加到 $0.27\text{mm}^2/\text{s}$,为 1.28 倍,则蒸发时间后者是前者的 3.1 倍。

而当量比大于 0.6,继续增高后,主要是由于液雾表面积大幅度增加而导致了蒸发率下降。例如,当量比为 0.6 时,按照实验时的流量计算,液雾表面积为 52829.8mm^2 ,而当量比为 0.9 时液雾表面积为 127672.1mm^2 ,增加了 2.4 倍,当量比 0.6 时,90%数量液雾的直径集中在 $75\mu\text{m}$ 以下,当量比为 0.9 时,90%数量液雾的直径集中在 $43\mu\text{m}$ 以下,以 450 K 工况为例, $43\mu\text{m}$ 颗粒的初始对流蒸发常数为 $0.16\text{mm}^2/\text{s}$,而 $75\mu\text{m}$ 颗粒的为 $0.19\text{mm}^2/\text{s}$,当量比为 0.9 时液雾的初始对流蒸发常数还要小,因此导致了液雾的蒸发率下降。

3.3 空气温度对蒸发率的影响

为了得到空气温度对蒸发率的影响,需要保证其他参数不变,只改变空气温度进行实验。实验离心喷嘴供油压力为 0.57MPa 不变,这样喷嘴雾化效果相同。实验时空气流量为 0.0132kg/s ,当量比为 0.6。实验结果如图 10 所示。

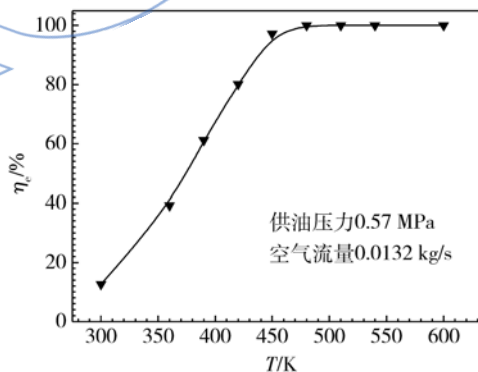


图10 空气温度对蒸发率的影响

Fig. 10 Influence of air's temperature on vaporization rate

从图 10 可见,随着温度升高,蒸发率提高很快。在 300 K 时,空气为常温,未收集到的燃油占总供油量 10%~25%,这个值在不同实验条件下有所差别,主要与各个实验状态不同有关。随着空气温度升高,燃油蒸发率几乎呈线性上升。在 450 K 时,蒸发率达到 90% 以上,蒸发率提高变缓,此时可以认为已经得到了足够的蒸发。在空气温度 480 K 左右蒸发率达到 100%,使用容器收集不到液态燃油。

可从蒸发率的角度来解释上述现象。同样按

照前述的初始对流蒸发常数计算的假设,计算了上述工况下液滴尺寸为该喷嘴油压下 SMD 的初始对流蒸发常数.从图 11 可见,随着空气温度增加,液滴初始对流蒸发常数增加.在温度小于 350 K 时,增加量很小,在 350 K 到 400 K 之间时,增幅变大,达到一个稳定数值,温度高于 400 K 后基本按照该数值线性增加.而从实验结果,见图 10,空气温度 480 K 时这种工况下的液雾就能完全蒸发,因此,空气温度高于 480 K 后,液雾当然能够完全蒸发.

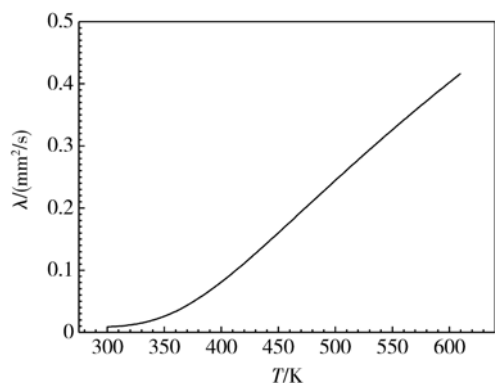


图 11 空气温度对初始对流蒸发常数的影响

Fig. 11 Influence of air's temperature on constant of initial convective evaporation

4 结 论

本文通过当量比和空气温度对一种采用离心喷嘴的多孔蒸发管的蒸发率的影响的研究发现:

1) 通过改变空气流量而改变当量比时,当量比增加蒸发率逐步减小;通过改变煤油流量而改变当量比时,当量比为 0.6 时蒸发率达到一个峰值,当量比增加和减小蒸发率都降低.

2) 进入蒸发管空气温度增加,蒸发率总是增加,而且达到 480 K 的温度后,蒸发率为 100%.

上述研究为燃气轮机低污染燃烧室蒸发管的设计提供了一定的依据.

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Philadelphia, USA: Taylor & Francis, 1999.
- [2] Döbbling K, Hellat J, Koch H. 25 years of bbc/abb/als-tom lean premix combustion technologies[R]. ASME Paper 2005-GT-68269, 2005.
- [3] Colibaba-Evulet A, Bowman M J, Brand A R. Design and evaluation of the aims combustor[R]. ASME Paper 2004-GT-53150, 2004.
- [4] Nakamura S, McDonell V, Samuelsen S. The effect of liquid-fuel preparation on gas turbine emissions[R]. ASME Paper 2006-GT-90730, 2006.
- [5] Lee J C Y, Malte P C, Benjamin M A. Low nox combustion for liquid fuels: atmospheric pressure experiments using a staged prevaporizer-premixer[R]. ASME Paper 2001-GT-0081, 2001.
- [6] 林宇震, 彭云晖, 刘高恩. 分级/预混合预蒸发贫油燃烧低污染方案 NO_x 排放初步研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 492-497.
LIN Yuzhen, PENG Yunhui, LIU Gaoen. A preliminary study of nox emission of staging/premixed and prevaporized lean combustion low emission combustor scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 492-497. (in Chinese)
- [7] LIN Yuzhen, PENG Yunhui, LIU Gaoen. Investigation on nox of a low emission combustor design with multihole premixer-prevaporizer[R]. ASME Paper 2004-GT-53203, 2004.
- [8] Gokulakrishnan P, Gaines G, Klassen M S, et al. Autoignition of aviation fuels: experimental and modeling study[R]. AIAA 2007-5701, 2007.
- [9] 朱菁. 微型燃气轮机液体燃料低污染燃烧基础研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
ZHU Jing. Fundamental investigation of low emission combustion technology used liquid fuel for microturbine-generator[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [10] Suzuki T K, Oppata Y. A study of a fuel vaporizer for a gas turbine engine[R]. Tokyo, Japan: Tokyo Joint International Gas Turbine Conference and Product Show, 1971: 135-142.
- [11] 朱菁, 郭新华, 林宇震, 等. 微小“T”型蒸发管蒸发率实验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1274-1278.
ZHU Jing, GUO Xinhua, LIN Yuzhen, et al. Experimental research on vaporization rate of micro “T”-vaporizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1274-1278. (in Chinese)
- [12] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1985.
JIN Rushan. Aviation gas turbine combustor[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1985. (in Chinese)