

文章编号: 1000 8055(2010)07-1512-06

涡轮级间单涡燃烧室壁温研究

张荣春¹, 樊未军¹, 邢 菲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科技重点实验室, 北京 100191;
2. 浙江大学 航空航天学院, 杭州 310027)

摘 要: 由于燃烧区和壁面的距离过近, 驻涡燃烧室壁温过高的问题一直存在, 影响其在实际发动机上的应用. 对某涡轮级间驻涡燃烧室进行壁温分布试验研究, 研究供油量、主流进气参数对壁温分布的影响, 并考察燃烧室的冷却和进气结构是否合理. 试验结果表明, 试验件的最高壁温出现在凹腔后壁面; 供油量和主流马赫数对试验件的壁温分布趋势影响较大, 主流温度对壁温分布趋势的影响较小.

关 键 词: 驻涡燃烧室; 冷却; 壁温; 凹腔; 进气参数

中图分类号: V235 11

文献标识码: A

Study of wall temperature on the interstage turbine single vortex combustor

ZHANG Rongchun¹, FAN Weijun¹, XING Fei²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics,
Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: Because the distance between combustion zone and wall is very short, the overhigh wall temperature is a longstanding problem of trapped vortex combustor (TVC), which limits the actual application of TVC. The experimental study of wall temperature distribution on the TVC was reported in the paper, and the influences of fuel supply quantity and inlet parameters of main stream on the wall temperature distribution were investigated. Meanwhile, the rationality of cooling structure and air jet entrance structure was analyzed. The test results show that the hot spot temperature of combustor appears in the after wall. The distribution of wall temperature is greatly influenced by the fuel supply quantity and the mach number of main stream, but little influenced by the temperature of main stream.

Key words: trapped vortex combustor; cooling; wall temperature; cavity;
inlet air parameter

驻涡燃烧室用凹腔建立回流区, 采用合理的凹腔尺寸设计, 可以使得在主进气速度比较高的情况下凹腔内也能建立稳定的回流区, 有利于组织燃烧^[1-3]. 经过十多年的发展, 新型的驻涡燃烧室可以获得较宽的贫油点火熄火边界、较低的

NO_x 排放和较高的燃烧效率, 但是由于燃烧区和壁面的距离过近, 驻涡燃烧室壁温过高的问题一直存在^[4-8].

根据凹腔内形成驻涡的数量, 驻涡燃烧室通常被分为单涡结构和双涡结构两类, 结构如下所

收稿日期: 2009 05 31; 修订日期: 2009 12 29

作者简介: 张荣春(1983-), 男, 云南宣威人, 博士生, 主要从事低污染燃烧室设计及性能研究.

示, 根据以往的研究结果, 相同试验状态下, 两类结构的流场有较大差异^[3,5,9-11]. 本文将对单涡结构进行研究.

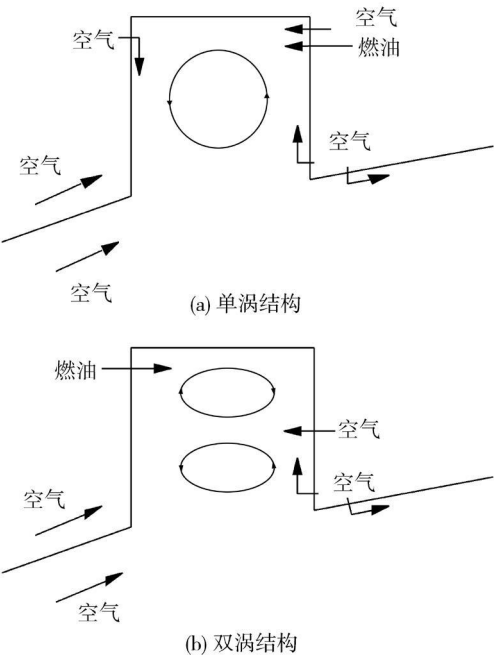


图 1 两种涡结构^[3,6]
Fig. 1 Two configuration of vortices^[3,6]

本文研究的驻涡燃烧室为级间单涡燃烧室, 用于高压涡轮级与低压涡轮级之间, 其进出口温升较小, 为 300°C 左右, 主流进口气流马赫数为 $0.3\sim 0.7$, 较常规主燃烧室大. 由于进口温度高, 且凹腔内的局部温升很大, 燃烧区与壁面距离很短, 因此, 凹腔壁容易发生局部过热故障. 本文通过对燃烧室进行壁温试验, 研究气动参数对壁温分布的影响规律, 结果可用于对凹腔壁的冷却和进气结构进行评估, 可作为结构强度计算和寿命估算的基础, 也可为后续的凹腔结构、进气结构及冷却结构优化提供依据^[9,12-13].

1 试验系统

1.1 试验件

试验件为矩形件, 采用二股进气结构形式, 结构如图 2 所示, 燃烧室采用 3 个展向均布的蒸发管进行供油, 新型的蒸发管供油结构如图 3 所示, 直接使用从外腔经蒸发管进入凹腔的空气雾化燃油, 不需要单独供蒸发管雾化用气, 更接近发动机实际运用. 从蒸发管前方两个孔射出的燃油的射流方向与驻涡的旋向相同, 可以起加强涡的强度的作用.

根据本课题组以往的研究结果, 凹腔比例如

图 2 所示时, 驻涡燃烧室燃烧稳定, 以下将研究气动参数对此燃烧室壁温的影响.

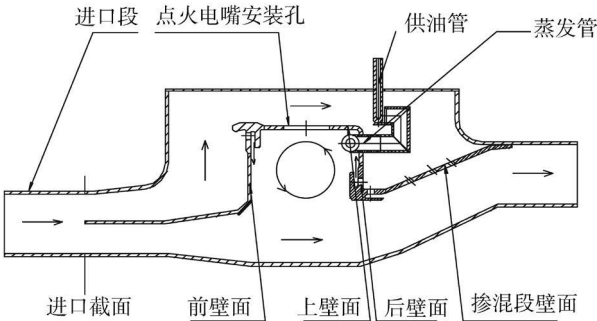


图 2 驻涡燃烧室结构
Fig. 2 Structure of TVC

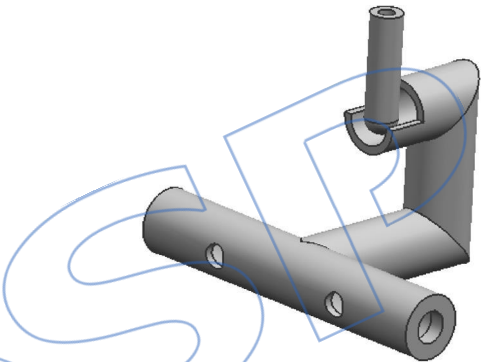
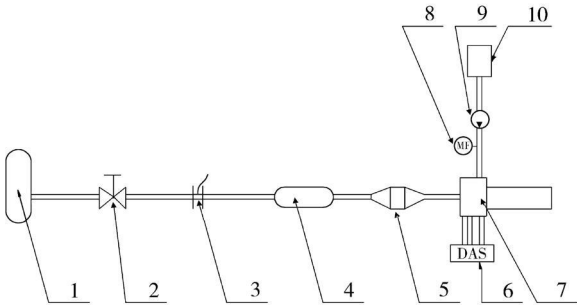


图 3 蒸发管结构
Fig. 3 Structure of evaporation tube

1.2 试验装置

试验系统如图 4 所示, 调节阀调节主流气流, 孔板流量计测量流量, 用直接加热器加热空气, 然后进入驻涡燃烧室, 燃烧室所用的航空煤油由油泵提供, 其流量用科里奥利质量流量计测得, 分别采用 3 个 5 点 K 型热电偶靶子测量进口和出口温度, 为计算燃烧效率, 用 testo 360 设备测量燃



1 气源; 2 调节阀; 3 孔板流量计; 4 稳流段; 5 直接加热器;
6 数采系统; 7 试验件; 8 燃油质量流量计; 9 油泵; 10 油箱

图 4 试验系统图

Fig. 4 Schematic of testing system

烧室出口燃气成分,其可测量燃气中的氧气、一氧化氮、二氧化氮、一氧化碳、二氧化碳、氮氧化物、未燃碳氢等成分的体积分数。

1.3 测点布置

采用直径为 $\phi 0.5\text{ mm}$ 的 K 型热电偶测量壁温,处于高温区的偶丝套有陶瓷管,测点布置于外壁面,如图 5,测点主要布置在 2# 蒸发管对应测量区域的 3 条轴线上:一是 2# 蒸发管所处的中轴线,简称轴 1;二是 2# 蒸发管侧向出口所处的蒸发管出口轴线,简称轴 2;三是距 2# 蒸发管侧向出口较远的两头部间轴线,简称轴 3。

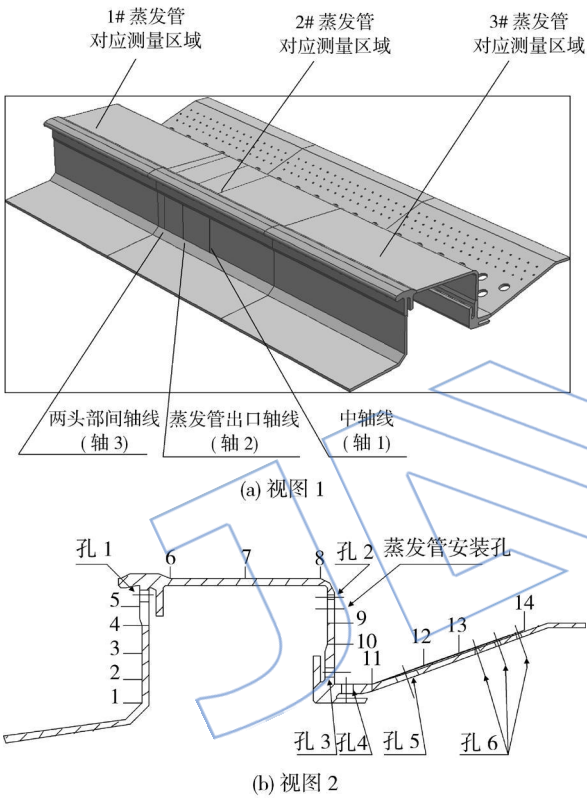


图 5 热电偶布置示意图
Fig.5 Position of thermal couples

以下进行试验结果分析时,每条轴线上选择四点进行分析,选择的方法是取 1~ 5 点的最高温度为前壁面的温度,取 6~ 8 点的最高温度为上壁面的温度,取 9 和 10 点的最高温度为后壁面的温度,取 11~ 14 点的最高温度为掺混段的温度。

由于分析时,选择的是各壁面的最高温度,从而可以反映出各壁面的壁温水平,对于每个壁面的具体壁温分布,各状态的分布规律接近:前壁面 1~ 5 点的温度逐步降低,而上壁面 7 点的温度高于 6 点和 8 点的温度,后壁面 9~ 10 点的温度接近,掺混段壁面 11~ 14 点的温度逐步减小。试验

结果分析中,只分析 3 条轴线上各壁面的最高温度,不分析各壁面的具体分布规律,以避免壁温分布曲线中数据点过多,凸显不出各壁面的最高温度的分布趋势。

2 试验结果与分析

将图 5(b) 中,孔 1、孔 2、孔 3 这 3 排孔的总进气量定义为凹腔进气量,忽略从主流卷吸进入凹腔的气量和从蒸发管进入凹腔的气量,定义凹腔余气系数

$$f = \frac{m_{\text{air}} \times 15.4\%}{m_{\text{fuel}} \times 14.78}$$

其中 m_{air} 为进口空气流量, m_{fuel} 为燃油流量。

根据试验测得的燃气成分,计算得到燃烧效率,以下将分析的所有状态的燃烧效率介于 0.96~ 0.98,燃烧较为完全,因此,忽略燃烧效率对燃气温度的影响,采用进口温度、凹腔余气系数计算出凹腔内理论温升和理论燃气温度 t_g ,定义总冷却效率

$$\eta = \frac{t_g - t_w}{t_g - t_{\text{inlet}}}$$

其中 t_w 为轴 1 所有壁面的最高温度, t_{inlet} 为进口空气温度。

2.1 基准件壁温分布特征

选取一个典型状态,其壁温分布如图 6 所示,整个试验件的最高壁温为 $822\text{ }^{\circ}\text{C}$,出现在轴线 1 的后壁面上;3 条轴线上的最高温度均出现在后壁面上。轴 1 上,各壁面的最高温度相差很大,轴 3 上,各壁面的最高温度较接近,轴 2 的最高温度介于轴 1 和轴 3 之间。由于轴 1 和轴 3 的壁温特征相差较大,以下将主要分析轴 1 和轴 3。

2.2 余气系数影响

轴线 1 上,如图 7(a),余气系数减小时,前壁面和上壁面最高壁温略有增大,后壁面和掺混段壁面最高壁温增加约 $200\text{ }^{\circ}\text{C}$;轴线 3 上,如图 7(b),余气系数改变时,各壁面壁温变化较小。

由图 7 可知,增大蒸发管供油量时,更多的油随气流从蒸发管前方的孔射入凹腔,而从蒸发管侧向的孔射入凹腔内的油的量增加很小。

如图 7(c),凹腔余气系数减小,冷却效率减小。这是由于凹腔余气系数减小,凹腔内燃气温度增加,气膜和燃气的密度比减小,导致总冷却效率减小。

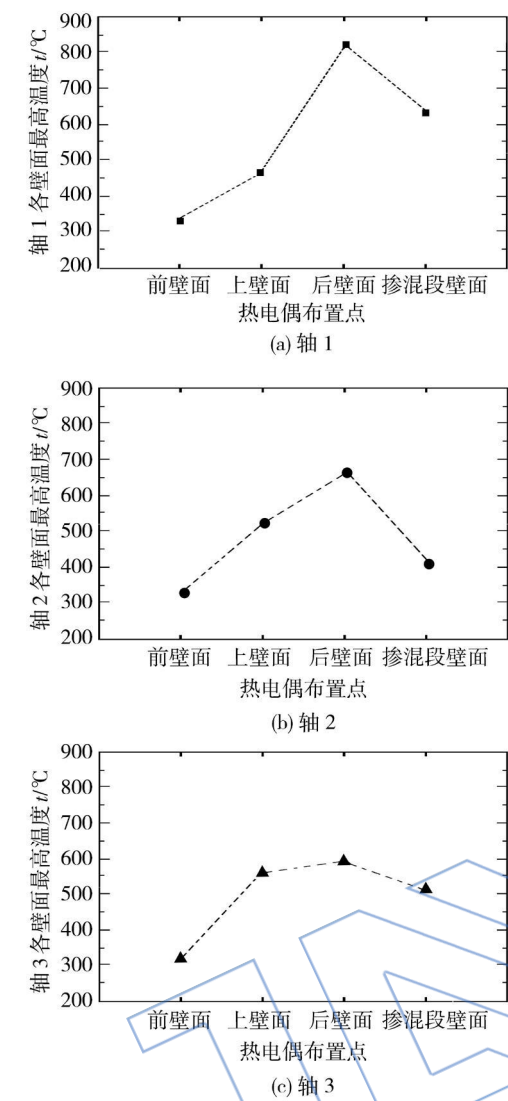


图 6 $Ma=0.32$, $t_{\text{inlet}}=250^{\circ}\text{C}$, $f=1.28$
Fig. 6 $Ma=0.32$, $t_{\text{inlet}}=250^{\circ}\text{C}$, $f=1.28$

2.3 进口马赫数影响

如图 8(a) 和 (b), 马赫数增大时, 各壁面的最高壁温减小, 轴 1 各壁面的壁温下降幅度小于轴 3 各壁面的。

可知, 凹腔余气系数相同时, 马赫数增大, 从蒸发管侧向射入凹腔油量减小, 从蒸发管正向射入凹腔油量增大。

如图 8(c), 马赫数增大, 冷却效率增大. 这是由于马赫数增大时: 外腔内空气的流速 U_{outer} 增大较多, 而凹腔内的流速 U_{inner} 增大较小, 所以, U_{outer} 与 U_{inner} 的比值增大; 由于凹腔余气系数保持不变, 气膜密度 $\rho_{\text{gas film}}$ 和燃气密度 $\rho_{\text{gas fired}}$ 的比可近似认为不变, 因而, 吹风比 $M = \frac{\rho_{\text{gas film}} U_{\text{outer}}}{\rho_{\text{gas fired}} U_{\text{inner}}}$ 增大, 冷却效率增大. 其中, 马赫数增大时, U_{outer} 与 U_{inner}

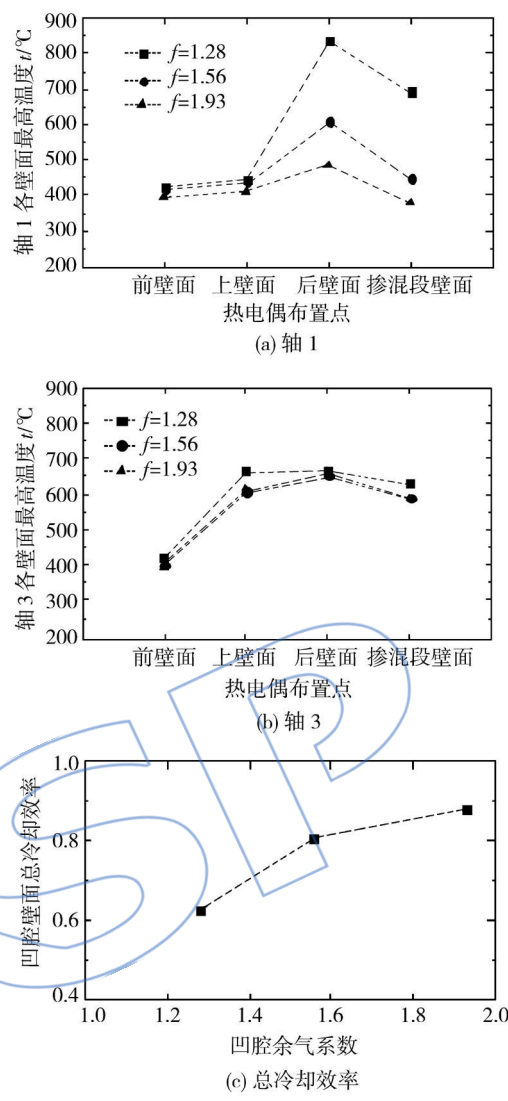


图 7 $Ma=0.43$, $t_{\text{inlet}}=350^{\circ}\text{C}$
Fig. 7 $Ma=0.43$, $t_{\text{inlet}}=350^{\circ}\text{C}$

的比值增大, 这一规律可从数值模拟的结果得到。

采用商业软件对燃烧室进行数值模拟, 使用非结构化网格, 采用 $k-\epsilon$ 模型, 计算得到燃烧室的冷态流场结构, 其中凹腔区域的速度矢量图如图 9 所示, 箭头长度与速度大小成比例关系. 在不同马赫数条件下, 流场结构均比较相近. 以孔 1、孔 2、孔 3 内气流的平均速度为射流速度 U_{outer} , 在图 9 中圆圈上均匀选择 10 个位置点, 然后以这 10 个点的平均速度为凹腔内速度 U_{inner} , 计算得到不同马赫数条件下 U_{outer} 与 U_{inner} 的比值, 如表 1 所示. 从结果可以看出, Ma 增大, $U_{\text{outer}}/U_{\text{inner}}$ 增大。

2.4 进口温度影响

如图 10(a) 和 (b), 进口温度增加, 各壁面温度增加, 并且各壁面温度增大幅度接近进口温度增大幅度. 进口温度变化对各点壁温的值影响较

表 1 速度比
Table 1 Velocity ratio

Ma	$U_{outer}/(m/s)$	$U_{inner}/(m/s)$	$\frac{U_{outer}}{U_{inner}}$
0.3	50.3	37.7	1.33
0.4	87.6	42.1	2.08
0.5	112.7	45.1	2.50
0.6	143.1	47.7	3.0

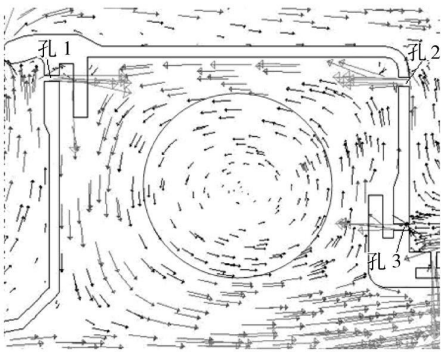


图 9 速度矢量图
Fig.9 Velocity vector chart

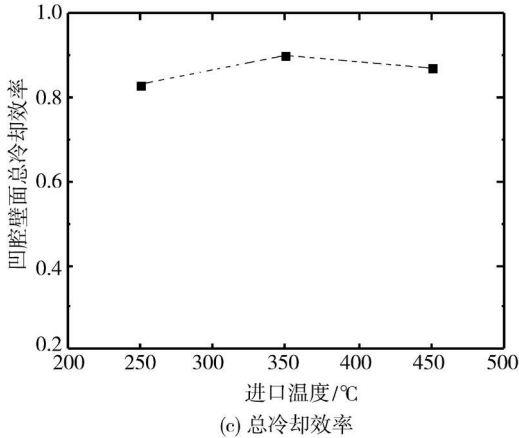
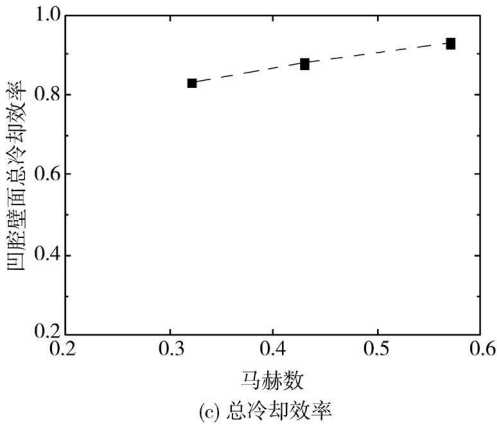
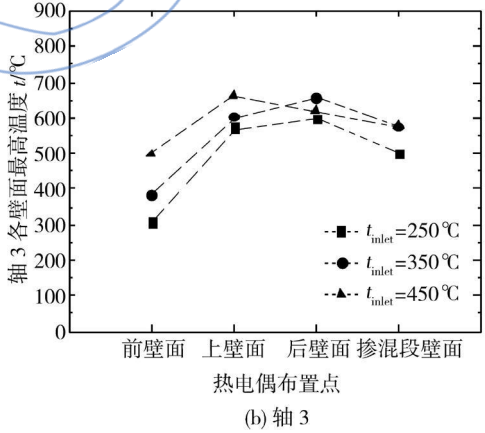
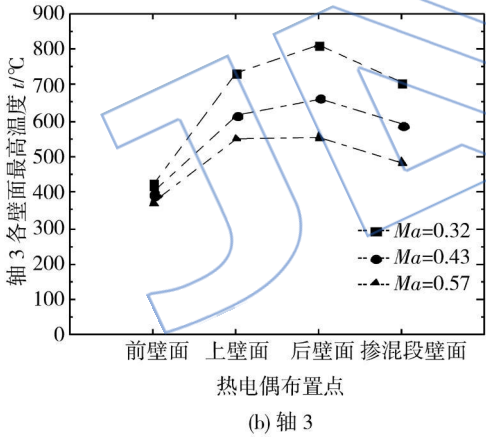
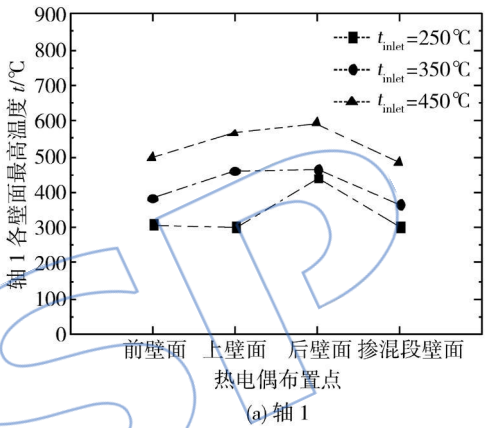
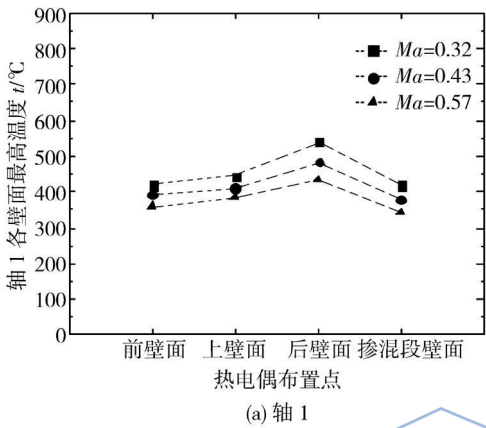


图 8 $t_{inlet} = 350\text{ }^{\circ}\text{C}$, $f = 1.93$
Fig. 8 $t_{inlet} = 350\text{ }^{\circ}\text{C}$, $f = 1.93$

图 10 $Ma = 0.43$, $f = 1.93$
Fig. 10 $Ma = 0.43$, $f = 1.93$

大, 但对壁温的整体分布趋势影响较小。

由图 10 可知, 进口温度增加时, 从蒸发管正向和侧向射出的油量的比值变化很小。

如图 10(c), 进口温度增加, 冷却效率变化较小。这是由于进口温度增加时: 外腔内空气的流速 U_{outer} 和凹腔内的流速 U_{inner} 变化较小, 气膜密度 $\rho_{\text{gas film}}$ 和燃气密度 $\rho_{\text{gas fired}}$ 的比变化较小, 吹风比 M 变化也较小, 因而, 冷却效率变化不显著。

3 结 论

1) 各工况条件下, 燃烧室的壁温均未超过材料的上限值(850 °C), 燃烧室可以长期正常工作。

2) 各试验工况条件下, 试验件的最高壁温均出现在凹腔后壁面。

3) 凹腔余气系数减小时, 前壁面和上壁面最高壁温变化较小, 后壁面和掺混段壁面最高壁温增大, 冷却效率增大。

4) 进口马赫数增大时, 各壁面的最高壁温减小, 冷却效率增大。

5) 进口温度增大时, 各壁面温度增加, 增大幅度接近进口温度增大幅度, 冷却效率变化不显著。

参考文献:

- [1] Hsu K Y, Carter C D, Katta V R, et al. Characteristics of combustion instability associated with trapped vortex burner[R]. AIAA 99-0488, 1999.
- [2] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped vortex combustor[R]. AIAA 95-0810, 1995.
- [3] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [4] Mancilla P C, Chakka P, Acharya S, et al. Performance of a trapped vortex combustor [R]. ASME 2001-GT-0058, 2001.
- [5] 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)

- [6] 樊未军, 易琪, 严明, 等. 驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(9): 66-70.
- FAN Weijun, YI Qi, YAN Ming, et al. A study of double vortex structure in the trapped vortex combustor[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(9): 66-70. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 邢菲, 樊未军, 柳杨, 等. 凹腔油气匹配对驻涡燃烧室点火性能影响试验[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 412-421.
- XING Fei, FAN Weijun, LIU Yang, et al. Ignition and lean blow out performance of TVC with different fuel air matching forms [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 412-421. (in Chinese)
- [9] 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 the annular interstage-trapped vortex combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1238-1244. (in Chinese)
- [10] 李瑞明, 刘玉英, 刘河霞, 等. 驻涡燃烧室主流对凹腔涡流动的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1482-1487.
- LI Ruiming, LIU Yuying, LIU Hexia, et al. Impact of mainstream on the vortex flow of cavity in trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1482-1487. (in Chinese)
- [11] 刘河霞, 刘玉英, 李瑞明, 等. 驻涡燃烧室凹腔供油位置对流场影响的 PIV 实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24 (10): 2272-2276.
- LIU Hexia, LIU Yuying, LI Ruiming, et al. Experimental study on the influence of fuel supply position of concave cavity on the flow field in trapped vortex combustor by PIV[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2272-2276. (in Chinese)
- [12] 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.
- [13] 彭泽琰. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.