

文章编号: 100028055(2010) 062123207

环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验

张荣春, 樊未军, 邢 菲
(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)

摘 要: 通过对环形驻涡燃烧室进行壁温分布试验研究, 可以考察燃烧室的冷却和进气结构是否存在问题, 为后续的燃烧室强度计算提供依据. 试验结果表明, 各工况条件下燃烧室的壁温均未超过材料的上限值, 燃烧室可以长期正常工作; 燃烧室的最高壁温出现在凹腔前壁面下部或凹腔上壁面中部; 燃烧室壁温受主流气量、凹腔进气量、供油量的影响较大, 受蒸发管蒸发用气温度的影响较小.

关 键 词: 驻涡燃烧室; 冷却; 壁温; 凹腔

中图分类号: V231.11 文献标识码: A

Experimental study of wall temperature distribution on annular interstage trapped vortex combustor

ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei
(National Key Laboratory of Science and Technology on AeroEngines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the validity of the cooling structure and air inlet structure, experimental study of wall temperature distribution on annular trapped vortex combustor was carried out, and the test result was used for computing the structural strength of combustor. The test result shows that the wall temperatures of all test points are lower than the upper limit of materials and the combustor supports long-lasting normal operation. The hot spot temperature of combustor appeared in the lower of forewall or in the middle of uperwall. The wall temperature was greatly influenced by the mainstream air flow rate, cavity air flow rate and oil flow rate, but little influenced by the temperature of the mixing air.

Key words: trapped vortex combustor; cooling; wall temperature; cavity

由于驻涡燃烧室的回流区和主流区分开, 当主流进气速度较大时, 凹腔内也能获得稳定的火焰^[23].

以往对驻涡燃烧室的研究多集中在流动阻力、出口温度分布、污染物排放等方面, 而对驻涡燃烧室壁面冷却的研究相对较少. 由于驻涡燃烧室设计技术越来越成熟, 驻涡燃烧室在实际发动机上应用的可行性越来越大, 这时驻涡燃烧室、特别是凹腔壁的使用寿命问题就被突显出来^[49].

本文研究的环形驻涡燃烧室用于高压涡轮级与低压涡轮级之间, 主流进口温度较高, 且凹腔内的局部温升很大, 凹腔壁在高温燃气作用下, 容易发生变形故障, 影响燃烧室的寿命. 对凹腔壁面采取有效的冷却措施时, 可以降低壁面热点温度和温度梯度. 本文对此驻涡燃烧室进行了壁温试验研究, 结果可用于评估凹腔的冷却和进气结构, 并作为后续结构优化的依据^[10].

由于凹腔进气量对燃烧室的性能影响较大,

本次研究中, 没有采用常用的内外环腔进气方法, 而是将凹腔进气和主流进气分开, 以更好的分析各部分进气量对壁温的影响^[12]。

1 试验系统

1.1 试验件

驻涡燃烧室的结构如图 1 所示, 凹腔的具体结构如图 2 所示, 此燃烧室为全环形燃烧室, 燃烧室进气由主流进气、凹腔进气和燃油蒸发用气三部分组成. 主流进气从内环进入燃烧室, 凹腔供气通过 4 个周向均布的接头从外环进入燃烧室, 然后从凹腔壁面上的进气孔和冷却孔进入凹腔内, 在促使驻涡形成的同时, 对内壁面进行冷却, 并有部分气体参与燃烧. 后壁面上方进气孔 2 的流通面积占总流通面积的比例较大, 从此孔进入的空气主要用于驱动驻涡的形成和对上表面进行气膜冷却. 前壁面上方和后壁面下方拐角处布置有冷却孔和缝槽隔板, 形成的气膜可以对凹腔壁面进行有效的冷却. 在凹腔后的掺混段壁面上采用发

散冷却结构, 在对壁面进行冷却的同时起掺混孔的作用, 改善出口温度分布. 整个燃烧室一共布置有九排小孔, 开孔位置如图 2 所示, 孔的具体结构参数见表 1.

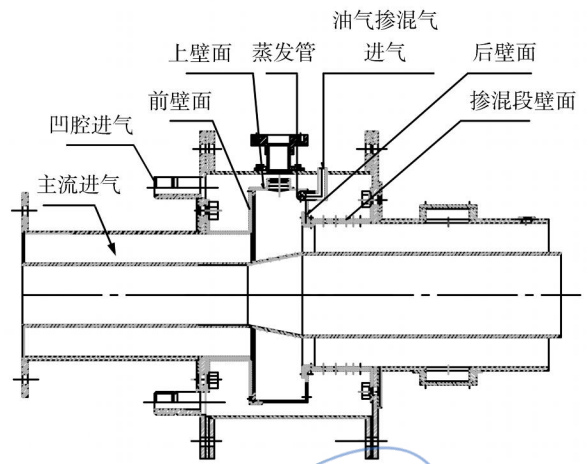


图 1 环形驻涡燃烧室结构示意图
Fig. 1 Structural diagram of the annular trapped vortex combustor

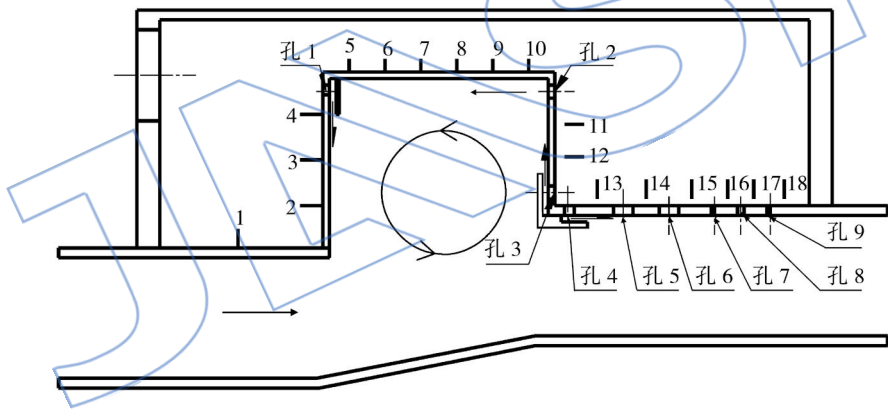


图 2 冷却孔位置及热电偶布置示意图
Fig. 2 Position of cooling holes and thermal couples

表 1 进气孔结构参数
Table 1 Structural parameters of inlet holes

序号	孔数	孔径/mm	孔间距与孔径比	开孔面积/mm ²	占总开孔面积百分比/%
1	90	2	3.2	283.6	13.5
2	126	2	2	397.1	18.9
3	72	2	3	226.9	10.7
4	72	2	2.9	226.9	10.7
5	30	4	3.5	378.2	18.0
6	30	4	3.5	378.2	18.0
7	90	1	4.6	70.9	3.4
8	90	1	4.6	70.9	3.4
9	90	1	4.6	70.9	3.4

此燃烧室采用 6 个周向均布的蒸发管进行供油, 蒸发管的结构如图 3 所示, 对其进行的雾化试验表明此种蒸发管的雾化效果较好, 有利于组织燃烧. 燃油在燃烧室外与空气掺混后形成油气掺混气, 再由蒸发管进入凹腔. 掺混气从凹腔后壁面沿周向喷射, 射流方向与凹腔内形成的驻涡的旋转方向不同, 可以增强油气掺混, 有利于组织燃烧.

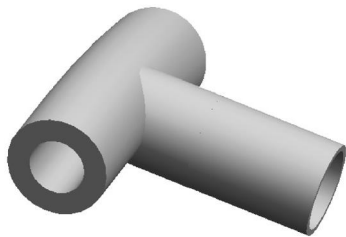


图 3 蒸发管结构示意图

Fig. 3 Structural diagram of evaporation tube

在燃烧室外壳的圆周壁面上布置有一个石英玻璃观察窗和两个点火电嘴, 并在燃烧室的进口和出口分别安装了 3 个温度测量耙, 以获得各个状态下的进口温度和进出口温升.

在设计状态选择方面, 贫油的主燃区可以得到较低的污染排放, 在常规燃烧室中, 贫油主燃区会导致点火和熄火性能很差, 对于驻涡燃烧室, 驻涡的存在对稳定燃烧很有用, 驻涡区的流速相对于主流区较低, 凹腔内很贫油的时候, 驻涡燃烧室依然可以得到较为理想的点火和熄火性能. 同时, 本燃烧室为级间燃烧室, 不需要实现太大的进出口温升, 因此, 此燃烧室的设计状态选择在很贫油的范围内.

1.2 测点布置

壁温通过 K 型热电偶测得, 测点布置于外壁面, 位置如图 2 所示, 测点 1 位于进气段的外壁面中心位置处, 测点 2~ 4、测点 5~ 10、测点 11 与 12 分别均布于凹腔前壁面、上壁面、后壁面, 测点 13~ 18 布于掺混段相应位置的两排孔中间.

研究中采用的蒸发管只有侧向有开孔, 油气混合物从蒸发管侧向的两个孔喷出; 在先前进行的蒸发管雾化试验中, 测得油气混合物的喷射距离为 L_1 ; 燃烧室中, 相邻两个蒸发管的距离为 L_2 , 各状态下的 L_1 均大于 $L_2/2$, 因此, 相邻两个蒸发管的雾化气射流有交叉, 交叉区域的局部油气比高于其他区域, 此区域对应的壁面温度可能高于周向的其他位置. 所以, 试验时, 测量壁温的截面选择在图 4 所示的 A2A 截面内. 由于此截面测得

的壁温很可能高于其他截面测得的值, 此截面测得的最高温度很可能就是燃烧室的热点温度, 试验结果能反映出燃烧室的壁温分布趋势.

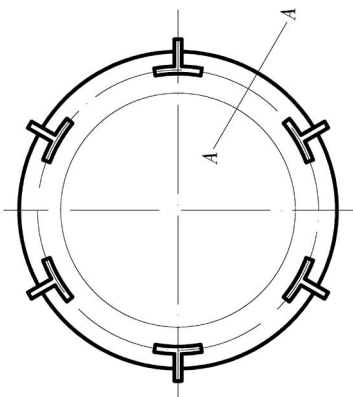
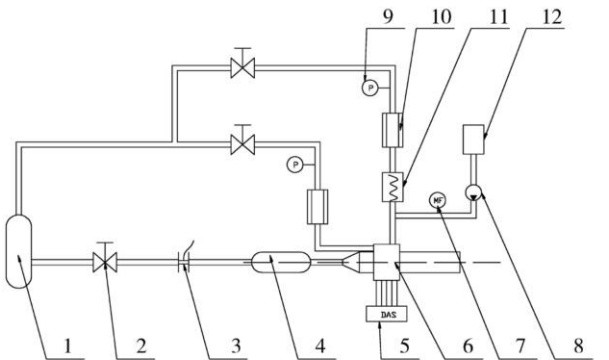


图 4 测点周向位置

Fig. 4 Circumferential location of measuring points

1.3 试验装置

试验是在航空发动机气动热力科技重点实验室的旋流燃烧试验台上进行的. 试验系统如图 5 所示, 系统共有三路气进入燃烧室, 主流气由主流调节阀调节流量, 孔板流量计测量流量, 凹腔进气和燃油蒸发用气分别用支路调节阀调节、并用浮子流量计测量流量. 凹腔进气从流量计流出后, 直接通过燃烧室外环前部的接头进入燃烧室, 而燃油蒸发用气从流量计流出后, 用电加热器加热, 然后与已用科里奥利质量流量计测得流量的燃油进行掺混, 最后通过金属管路供入凹腔内部的蒸发管内.



1 气源; 2 调节阀; 3 孔板流量计; 4 稳流段; 5 数据采集系统; 6 试验件; 7 燃油质量流量计; 8 油泵; 9 压力表; 10 浮子流量计; 11 电加热器; 12 油箱

图 5 试验系统图

Fig. 5 Schematic of testing system

2 试验结果与分析

试验时的燃油蒸发用空气质量流量为 $m_e =$

0.108kg/s, 温度为 $t_e=150\text{ e}$; 主流气量 m_{air} 分别为 0.89, 1.35, 2.23 kg/s (对应马赫数分别为 0.31, 0.45 和 0.60), 温度为 30 e ; 凹腔进气流量 m_{cavity} 分别为 0.041, 0.076 kg/s 和 0.109 kg/s, 温度为 30 e . 图 2 中, 孔 1、孔 2、孔 3 的进气为进入燃烧区的空气, 参与燃烧, 其进气量为所有孔进气总量 m_{cavity} 的 43.1%, 这部分气量和燃油蒸发用空气量 m 的总和为凹腔进气量, 忽略主流卷吸气量, 定义凹腔余气系数

$$f = \frac{m_{cavity} @43.1\% + m_e}{m_{fuel} @14.78}$$

以测点的编号为横坐标, 对应点的壁温值为纵坐标, 作出各状态的壁温分布曲线.

2.1 凹腔各壁面温度分布特征

如图 2 所示, 测点 1 位于进口段, 不处于燃烧区, 应是所有测点中温度最低的点. 根据气膜冷却规律, 如果气膜不脱离壁面, 离冷却孔越远处壁面温度越高, 则凹腔前壁面的测点 2~4 的温度应为逐渐降低; 凹腔上壁面的测点 5~10 的温度也应为逐渐降低; 凹腔后壁面测点 11 的温度应高于测点 12 的值; 出口段部分由于掺混孔的存在, 测点 13~18 的温度值应为逐渐降低.

对燃烧室的流场进行数值模拟, 选择模拟的状态为图 6 所示壁温分布对应的试验状态, 模拟时使用 120 万非结构化网格, 采用 k2E 模型, 只模拟流动, 未模拟燃烧, 计算得到燃烧室流场和油滴的运动轨迹. 图 7 为壁温测量截面的速度矢量图, 箭头长度与速度大小成比例, 可看出, 凹腔内形成逆时针旋涡, 涡核位置接近凹腔中部, 且凹腔内气流速度远低于主流速度, 图 8 为油滴轨迹, 油滴从蒸发管喷出后, 在燃烧的同时随气流方向运动.

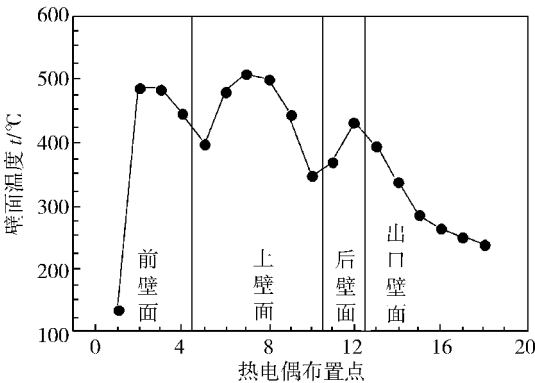


图 6 壁温分布趋势

Fig. 6 Distribution trend of wall temperature

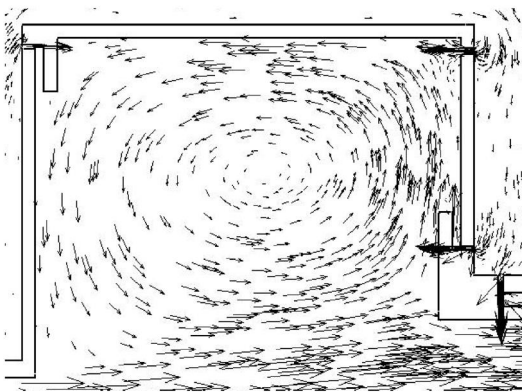


图 7 凹腔内速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector of cavity



图 8 凹腔内油滴轨迹图

Fig. 8 Oil drop locus in cavity

各试验状态得到的壁温分布大体趋势如图 6 所示, 可看出壁温的分布与单纯从气膜冷却规律得到的预测结果不完全一致. 凹腔上壁面气膜末端的测点 5 不是上壁面温度最高的点, 而是测点位于上壁面中部附近的测点 7; 结合数值模拟的结果, 可知这是由于凹腔内驻涡形成后, 在凹腔内的左上方形成旋涡死角, 高温燃烧产物与上壁面的对流换热主要集中在上壁面中部.

燃油掺混气从蒸发管喷出后, 在旋涡上部开始燃烧, 燃烧产物和未燃掺混气随旋涡旋转至旋涡下部, 在这个过程中, 燃烧产物起点火源的作用, 使未燃掺混气开始燃烧; 到旋涡下部时, 大部分燃烧产物从下方排出凹腔, 只有部分燃烧产物继续旋转, 充当连续点火源; 因此, 凹腔后壁面中部的温度低于上壁面中部和前壁面中部的温度.

测点 12 在比测点 11 更接近冷却孔条件下, 温度反而比测点 11 高; 这是由于在旋涡后部, 随旋涡旋转方向, 燃烧产物温度逐步降低.

2.2 试验参数对壁温分布的影响

试验时, 仅改变某一试验参数, 其他参数保持

不变.

2.2.1 凹腔余气系数对壁温分布的影响

如图 9 所示, 当主流气量 m_{air} 为 0.89 kg/s 时 (对应马赫数为 0.31), 凹腔余气系数从 1.98 增加到 2.21 时, 各壁面壁温的下降幅度较大, 而当凹腔余气系数继续增大至 2.44, 各壁面的壁温继续下降, 但幅度较小.

这是由于, 凹腔余气系数增大, 燃烧产物温度降低, 壁面温度下降.

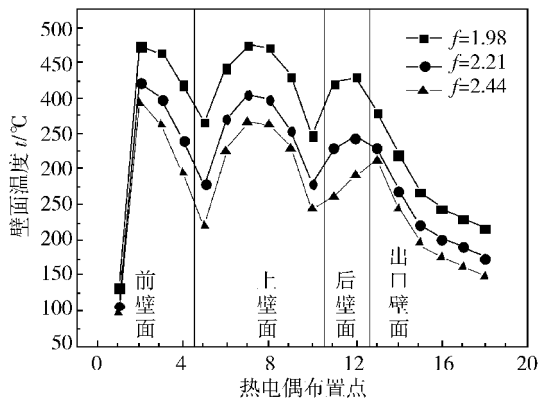


图 9 $m_{air} = 0.89 \text{ kg/s}$ 时壁温分布
Fig. 9 Wall temperature at $m_{air} = 0.89 \text{ kg/s}$

2.2.2 主流气量对壁温分布的影响

凹腔进气量为 0.076 kg/s 时, 如图 10 所示, 当主流气量小于 1.78 kg/s (对应马赫数 0.5), 壁面温度随主流气量增加而增大. 这是由于主流气量增加, 凹腔内驻涡的涡量增大, 燃烧产物与壁面的对流换热强度增大, 导致壁温增大.

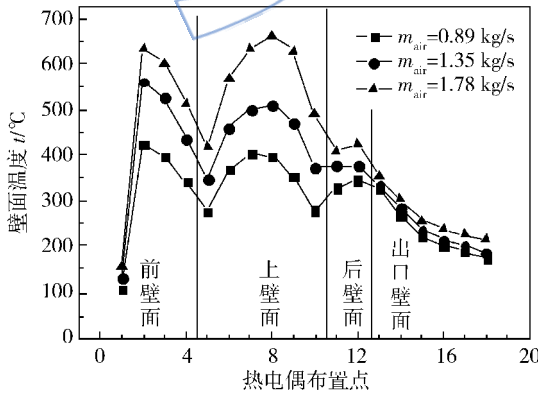


图 10 $m_{cavity} = 0.076 \text{ kg/s}$, $f = 2.21$ 时壁温分布
Fig. 10 Wall temperature at $m_{cavity} = 0.076 \text{ kg/s}$, $f = 2.21$

如图 11 所示, 当主流气量大于 1.78 kg/s, 壁面温度随主流气量增加而减小. 这是由于主流气量增加, 单位时间内更多的主流进气被卷吸进入

凹腔, 从而凹腔实际油气比减小, 燃烧产物温度降低, 壁温减小.

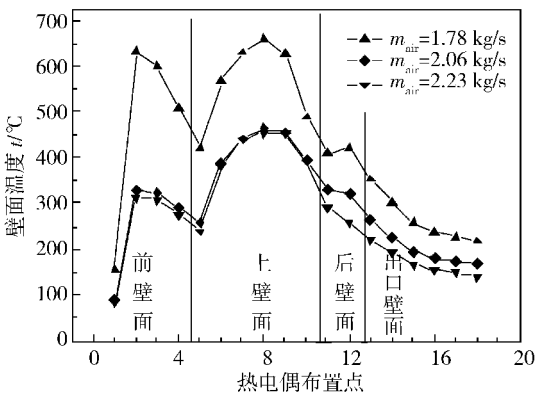


图 11 $m_{cavity} = 0.076 \text{ kg/s}$, $f = 2.21$ 时壁温分布
Fig. 11 Wall temperature at $m_{cavity} = 0.076 \text{ kg/s}$, $f = 2.21$

改变凹腔进气量为 0.041 kg/s 或 0.109 kg/s, 重复本节试验, 得到的结论与上述一致.

2.2.3 蒸发管蒸发用气温度对壁温分布的影响

当主流气量较小时, 如图 12 所示, 增大掺混气温度, 凹腔前壁面、上壁面、后壁面壁温增加, 出口壁面壁温基本不变.

这两个原因, 一是蒸发用气温度增加, 相同余气系数条件下, 化学反应的环境温度增加, 燃烧产物的温度增加; 二是蒸发用气温度增加, 有利于油气掺混, 燃烧产物的温度增加. 但同时从图也可看出, 掺混气温度的对壁温分布的影响较小.

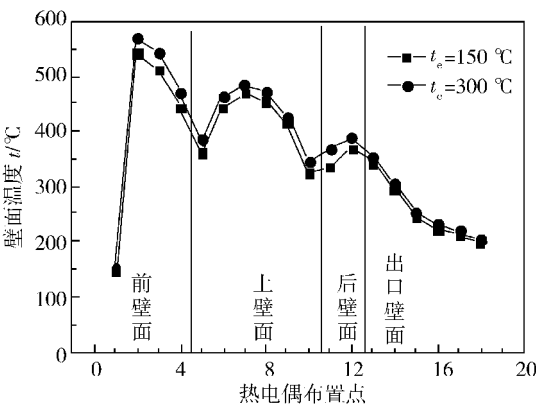


图 12 $m_{air} = 1.35 \text{ kg/s}$, $m_{cavity} = 0.041 \text{ kg/s}$, $f = 2.43$ 时壁温分布
Fig. 12 Wall temperature at $m_{air} = 1.35 \text{ kg/s}$, $m_{cavity} = 0.041 \text{ kg/s}$, $f = 2.43$

如图 13 所示, 当主流气量较大时, 增大蒸发用气温度, 各壁面壁温基本不变. 这是由于主流气量较大时, 驻涡区的涡量较大, 油气掺混很剧烈,

此时, 加大掺混气温度对改善油气掺混已经没有作用.

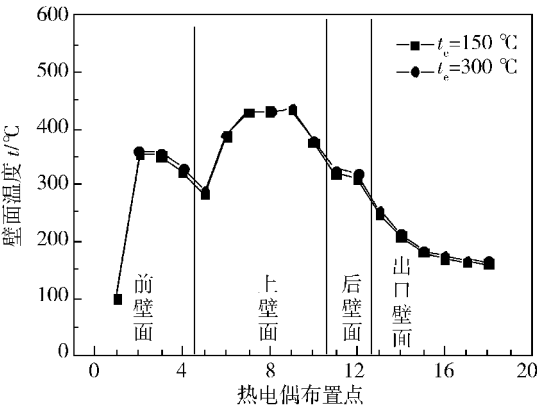


图 13 $m_{\text{air}} = 2.06 \text{ kg/s}$, $m_{\text{cavity}} = 0.041 \text{ kg/s}$, $f = 1.67$ 时壁温分布

Fig. 13 Wall temperature at $m_{\text{air}} = 2.06 \text{ kg/s}$, $m_{\text{cavity}} = 0.041 \text{ kg/s}$, $f = 1.67$

2.3 最高壁温

在所有试验状态中, 测得的最高壁温为 745 e, 对应的状态是, 主流气的马赫数为 0.5, 凹腔余气系数为 1.94, 这个状态的温度分布如图 14 所示. 与大多数状态一样, 本状态的最高壁温出现在凹腔上壁面中部区域.

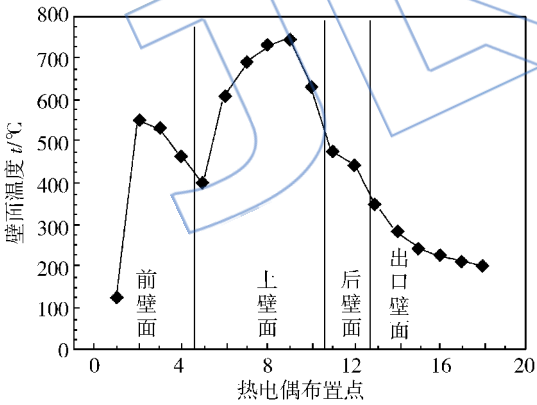


图 14 $m_{\text{air}} = 1.78 \text{ kg/s}$, $m_{\text{cavity}} = 0.076 \text{ kg/s}$, $f = 1.94$ 时壁温分布

Fig. 14 Wall temperature at $m_{\text{air}} = 1.78 \text{ kg/s}$, $m_{\text{cavity}} = 0.076 \text{ kg/s}$, $f = 1.94$

2.4 壁温梯度分析

从上几节的试验状态中, 选取几个壁温梯度较大的状态进行分析, 由于后壁面和出口壁面的温度和温度梯度较小, 以下只分析前壁面和上壁面的温度梯度. 本文的温度梯度定义为壁面温度沿轴向的变化率. 如图 15 和图 16 所示, 最大壁温

梯度出现在上壁面左部的测点 5 处, 最大值为 12.8 e/mm, 当凹腔余气系数改变时, 上壁面各点的壁温梯度变化很小, 而前壁面的壁温梯度随凹腔余气系数的增大而减小.

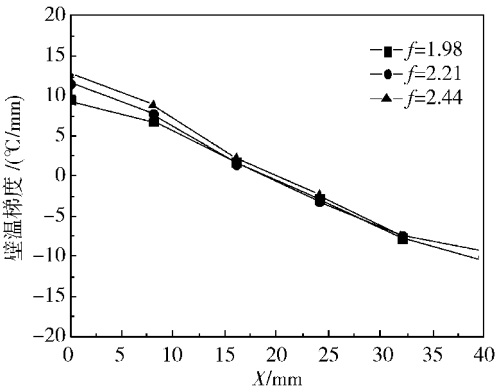


图 15 $m_{\text{air}} = 0.89 \text{ kg/s}$ 时上壁面壁温梯度
Fig. 15 Upper wall temperature gradient at $m_{\text{air}} = 0.89 \text{ kg/s}$

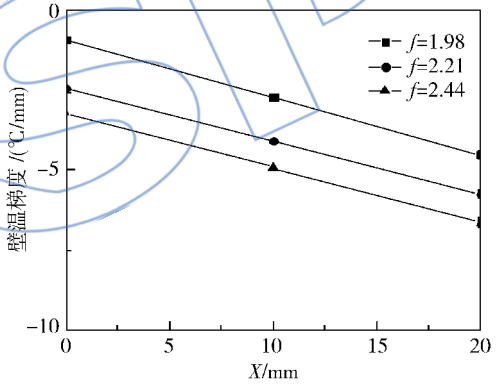


图 16 $m_{\text{air}} = 0.89 \text{ kg/s}$ 时前壁面壁温梯度
Fig. 16 Front wall temperature gradient at $m_{\text{air}} = 0.89 \text{ kg/s}$

3 结 论

- 1) 燃烧室的壁面最高温度出现在凹腔前壁面下部或凹腔上壁面中部; 凹腔后壁面和出口壁面壁温较低; 凹腔余气系数增大, 壁面温度下降.
- 2) 当主流马赫数小于 0.5 时, 主流气量增大, 各壁面壁温增加; 当主流马赫数大于 0.5 时, 主流气量增大, 各壁面壁温减小.
- 3) 蒸发管蒸发用气温度对壁温分布的影响很小.
- 4) 凹腔材料的正常工作温度上限为 850 e, 各壁面的壁温在所有试验条件下均未超过此上限值, 本燃烧室可以长时间正常工作.
- 5) 本燃烧室的前壁面、后壁面和掺混段冷却

效果较为理想,如果需要进一步改善凹腔冷却效果,应首先优化上壁面的冷却结构,以进一步降低上壁面的壁温及壁温梯度。

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 9920488, 1999.
- [2] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped vortex combustor[R]. AIAA 950810, 1995.
- [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): 113221137.
- 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): 113221137. (in Chinese)
- [4] 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): 6670.
- 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): 6670. (in Chinese)
- [5] Brankovic A, Ryder R. Emissions prediction and measurement for liquid fueled TVC combustor with and without water injection[R]. AIAA 20050215, 2005.
- [6] 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): 8891.
- 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): 8891. (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): 318323.
- HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Experimental research of the performance of the trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 318323. (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): 412421.
- 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): 412421. (in Chinese)
- [9] Ryan G E, Joseph T W, Robert C S, et al. Low NO_x advanced vortex combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(3): 034502.
- [10] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 国防工业出版社, 2002: 98126.
- [11] 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): 14821487.
- 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): 14821487. (in Chinese)
- [12] 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): 22722276.
- 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): 22722276. (in Chinese)