

文章编号:1000-8055(2011)11-2480-05

某折流燃烧室火焰筒壁温试验

王倚阳, 宋双文, 陈延庚

(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: 在发动机整机上, 利用多变色不可逆示温漆测温法对采用全气膜发散冷却结构的某折流燃烧室火焰筒的壁温进行了试验, 获得了火焰筒壁面温度分布规律, 并将试验结果与流场计算结果进行了对比分析. 研究表明: ①该折流燃烧室火焰筒壁温分布较均匀, 冷却方式合理; ②火焰筒壁温梯度较小, 最高壁温远低于所选材料的允许工作极限值, 预计该火焰筒使用寿命较长.

关 键 词: 折流燃烧室; 火焰筒; 壁温; 示温漆; 温度分布

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on the liner wall temperature of a slinger combustor

WANG Yi-yang, SONG Shuang-wen, CHEN Yan-geng

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

Abstract: In an engine overall experiment, the liner wall temperature of a slinger combustor with diffusion cooling was measured by thermoindicator paint which may change color with varied temperature. The wall temperature distribution rule of the slinger combustor's liner was obtained. The experiment results were compared with numerical computations of flow field. The researches indicate that: (1) the temperature distribution of the liner wall is uniform, and the cooling method of the slinger combustor liner is acceptable; (2) the liner wall temperature gradient is small and the maximum wall temperature is much lower than the liner material's allowable operating temperature, hence, the liner is expected to have long endurance life.

Key words: slinger combustor; liner; wall temperature; thermoindicator paint; temperature distribution

带离心甩油盘的折流环形燃烧室是小型发动机典型的燃烧室结构之一, 国外采用折流燃烧室的航空发动机主要有法国透博梅卡公司的阿赫耶系列等, 国内主要有 WZ6, WZ8 系列和 WJ9 等.

国内外关于折流燃烧室及其离心甩油盘公开发表的文献不多, 且进行的试验研究主要集中在对离心甩油盘的雾化特性进行研究, 较少涉及折流燃烧室的热态试验研究. 另外, 国内外关于燃烧室火焰筒壁温研究的文献主要集中在回流燃烧室和直流燃烧室方面, 鲜有公开发表的关于折流燃

烧室壁温研究的文献. 文献[1-5]介绍了折流环形燃烧室和离心甩油盘的基本结构、优缺点、雾化机理和粗略的使用情况. 文献[6-7]分别对 J69 和 YJ402-CA-400 发动机使用的折流环形燃烧室和甩油盘的结构、性能特点和影响因素进行了介绍; 文献[8-10]利用流动显示等技术对不同结构的甩油盘的雾化过程进行了较详细的试验研究; 文献[11]利用激光测试系统对一折流燃烧室的雾化、点火和燃烧特性进行了试验研究; 文献[12]则对一辅助动力装置 (APU) 用折流燃烧室的燃烧

收稿日期: 2010-11-22; 修订日期: 2011-04-19

作者简介: 王倚阳 (1978-), 女, 湖南株洲人, 工程师, 硕士, 主要从事发动机燃烧室技术研究.

性能进行了全面的试验研究;文献[13]利用示温漆对某直流燃烧室的火焰筒进行了壁温测量试验;文献[14]探讨了火焰筒壁温的计算分析方法,并对某回流燃烧室火焰筒壁温进行了数值研究;文献[15]试验研究了发散冷却形式的平板试验件的壁面冷却效果。

为了解折流燃烧室带发散冷却结构火焰筒的壁温分布,同时考虑多变色不可逆示温漆测温法较热电偶、单变色示温漆等其他方法有如下优点:①不需要改制零件;②测量面积大;③经历不同温度可多次变色;④温度降低变色不可逆等,本文采用多变色不可逆示温漆在发动机整机试验中测量了某折流燃烧室火焰筒的壁温,并对试验结果进行了整理分析。

1 试验件及试验设备

折流燃烧室结构简图见图 1。

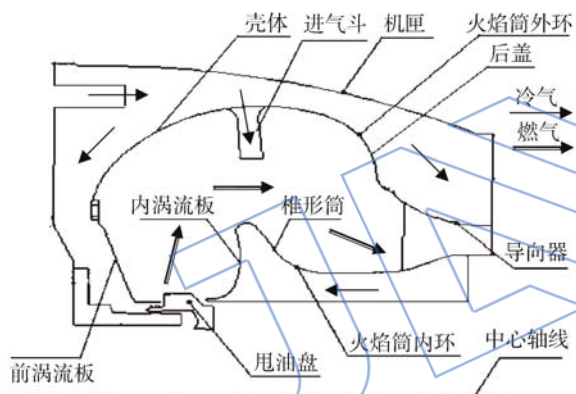


图 1 折流燃烧室结构简图

Fig. 1 Schematic of slinger combustor

该燃烧室由涡轮机匣、火焰筒外环组件(由前涡流板、壳体、后盖和进气斗组成)、火焰筒内环组件(由内涡流板和锥形筒组成)、甩油盘、喷射油道组件、点火电嘴、起动喷嘴等组成。图 1 中箭头指向为气流方向。火焰筒壁面采用全气膜发散冷却结构形式,约九千多个小孔均匀分布在火焰筒的内外环壁面上。

壁温试验在发动机整机试验台上进行。试验状态为发动机的设计点状态,燃烧室进口压力为 0.8 MPa,进口温度为 310℃。

2 测试方法

火焰筒表面温度采用多变色不可逆示温漆方法进行测量。多变色不可逆示温漆的显著特点是可以多次变色,不同温度下显示不同的颜色,且温度

降低后不会逆向变色。其标准样片变色图见图 2。



图 2 标准样片的示温漆变色图

Fig. 2 Standard color of thermoindicator paints

试验前在火焰筒内环组件内表面、火焰筒外环组件外表面各选一个约 30°的扇形面进行清洗,清洗后沿型面喷涂示温漆,示温漆不允许堵塞冷却小孔。试验在示温漆喷涂好后 48 h 内进行。

试验后采用目视法对火焰筒壁温进行判读,即在自然光线下将试验件和标准样片放在一起,通过对比颜色得到温度值。

示温漆测温试验测试误差为 $\pm 25^{\circ}\text{C}$ 。

3 试验结果及分析

3.1 试验结果

图 3~图 7 为发动机整机试验后火焰筒内外环的壁温结果。

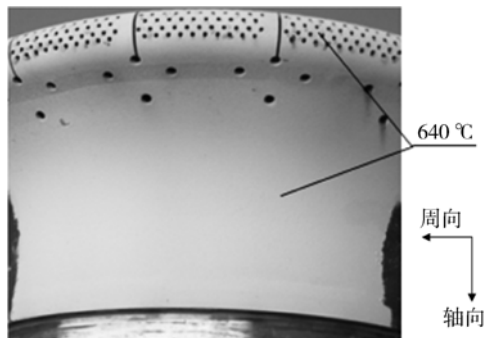


图 3 锥形筒表面温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of inner shroud wall

试验结果显示:整个火焰筒壁温较低,最高温度为 640℃;火焰筒壁温分布均匀,沿周向温度分布基本一致;不同壁温交界处温度变化平缓,整个火焰筒上没有局部高温点和温度突变,周向壁温梯度为零,轴向壁温梯度最大为 150℃/cm,位于

火焰筒内环上.

依据图 3~图 7 整理出火焰筒沿轴向的壁温分布见图 8.

从图 8 可看出:火焰筒内环内涡流板绝大部

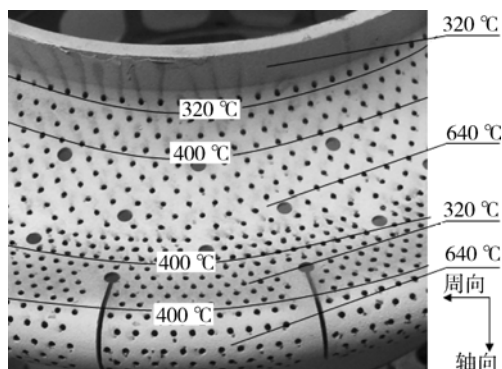


图 4 内涡流板表面温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of inner swirl plate wall

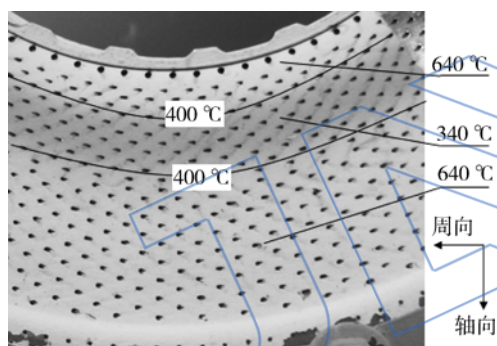


图 5 前涡流板表面温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of front swirl plate wall

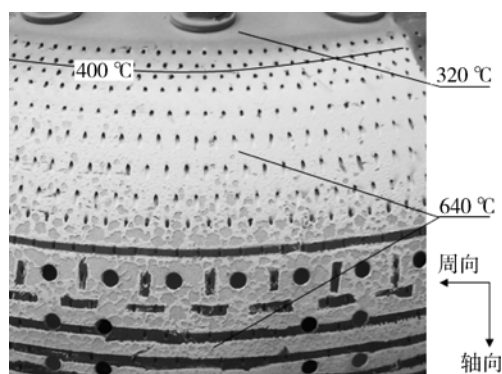


图 6 壳体表面温度分布

Fig. 6 Temperature distribution of mixer body wall

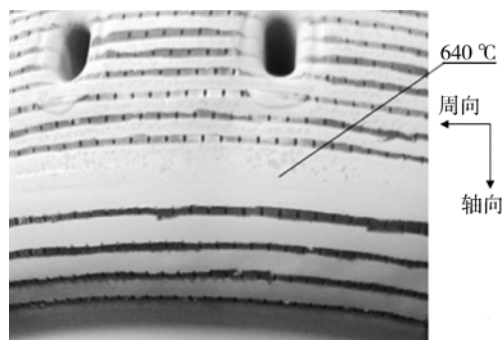


图 7 后盖表面温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of cover wall

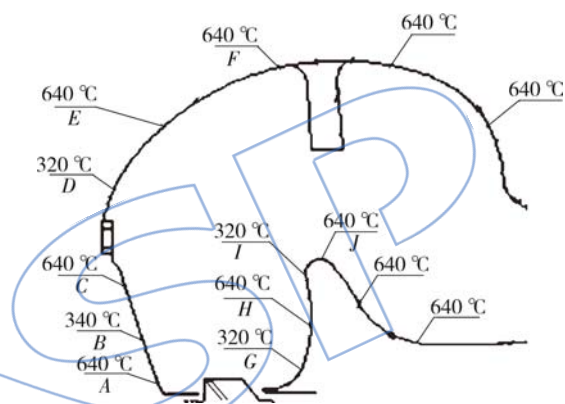


图 8 火焰筒壁温分布

Fig. 8 Temperature distribution of liner wall

分区域温度比较低,为 320 °C,中间 H 区域温度较高,为 640 °C;内环上锥形筒的表面温度均为 640 °C;火焰筒外环前涡流板中间 B 区域的壁温较低,为 340 °C,底部靠近甩油盘的 A 区域和顶部 C 区域温度较高,为 640 °C;外环壳体 D 区域的温度较低,为 320 °C,其他区域的温度较高,为 640 °C;进气斗后侧外环壁温均为 640 °C.

3.2 试验结果分析

从图 3~图 7 可看出火焰筒内外环壁温沿周向分布基本一致,这主要得益于该燃烧室的甩油盘供油方式和火焰筒的全气膜发散冷却结构形式.甩油盘供油方式的特点^[12]是燃油雾化性能好、周向分布均匀,而全气膜发散冷却形式的特点是在火焰筒热侧形成全气膜保护,周向上冷却效果一致.所以火焰筒壁温在周向上分布一致.

采用 Fluent 软件对该燃烧室的流场进行了计算,计算状态与试验状态一致,计算域为周向 18°范围内的周期域.计算时模拟了火焰筒上绝大部分发散小孔,模型网格约为 400 万.计算结果见

图 9.

从流场计算结果可知:火焰筒内外环壁面上的发散小孔在壁面内侧形成了一层致密贴壁的冷

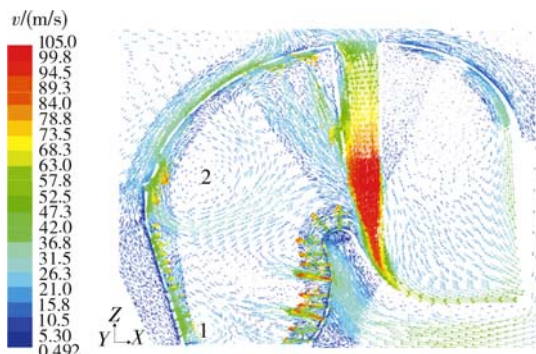


图 9 燃烧室流场分布

Fig. 9 Combustor flow field

却气膜,阻挡了高温燃气与壁面的直接接触,可有效降低火焰筒壁面温度.在由前涡流板和内涡流板围成的火焰筒头部空间,是甩油盘喷出的燃油雾化、吸热蒸发和与空气掺混开始燃烧的区域,因此该区域的火焰筒壁面温度不高,只有 $320\sim 340\text{ }^{\circ}\text{C}$ (B, G 区域).但由于在甩油盘出口处的前涡流板附近,存在一个靠近壁面的小回流涡“1”,使得 A 区域附近存在稳定的燃烧区,壁温升高至 $640\text{ }^{\circ}\text{C}$.而内涡流板的 H 区域,由于存在四排直径为 $\phi 2\text{ mm}$ 的进气孔,使得该处的燃油能和空气进行较充分的掺混,燃烧也会较剧烈和完全,从而也导致该区域的壁温较高,达 $640\text{ }^{\circ}\text{C}$. C 区域的壁温达 $640\text{ }^{\circ}\text{C}$ 则是由燃气温度最高的主燃区存在的大回流涡“2”所致.内环上的 I 区域虽然也位于回流涡“2”的影响边缘,但由于此处壁面的冷却孔数量增加了一倍,所以此处的壁温仍较低,只有 $320\text{ }^{\circ}\text{C}$.

火焰筒外环上的 D 至 F 区域,虽然处于燃烧最完全、燃气温度最高的主燃区范围内,但由于 D 区域位于外环壳体和前涡流板的搭接处的下游,该处存在一圈高为 1 mm 的环形冷却缝槽,使得 D 区域的壁温只有 $320\text{ }^{\circ}\text{C}$;而 E 至 F 区域则正对离心压气机轴向扩压器的出口,从压气机出来的大流量低温气体对壁面起到了很好的冷却作用,使其壁温也只有 $640\text{ }^{\circ}\text{C}$,且均匀.

从火焰筒外环进气斗流入的空气穿透了火焰筒,直接冲击到内环的壁面上,在对高温燃气进行充分掺混的同时,对内环的壁面也起到了很好的冷却作用.而进气斗前设置的三排直径为 $\phi 3\text{ mm}$ 的进气孔以及内环上的进气槽在强化了壁面冷却效果的同时,与进气斗一起对高温燃气起到了很

好的掺混作用,使进气斗后的燃气温度比较均匀,从而导致了进气斗后火焰筒内外环的壁温分布均匀,都是 $640\text{ }^{\circ}\text{C}$.

由试验结果可知,火焰筒周向壁温梯度为零,轴向壁温梯度最大为 $150\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{cm}$,位于火焰筒内环.美国艾里逊公司 ATDE/GMA500 燃烧室上采用多斜孔冷却和层板冷却的壁温梯度分别为 $50\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{cm}$ 和 $170\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{cm}$ ^[16].相比较而言,本文研究的燃烧室火焰筒壁温梯度适中,所以工作时火焰筒所受的热应力相对较小.

试验结果显示该折流燃烧室火焰筒壁温分布较好,最高壁温只有 $640\text{ }^{\circ}\text{C}$,而该火焰筒选用的材料为 GH5188 和 GH3230,这些材料均有优异的高温抗氧化性能,可以在 $1100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下燃气环境中长期使用.所以预计该燃烧室火焰筒具有较长的使用寿命.

4 结 论

本文采用示温漆测温法在发动机整机试验中获取了采用发散冷却结构的折流燃烧室火焰筒的壁温,试验结果表明:

- 1) 该折流燃烧室火焰筒壁温分布均匀,冷却方式合理;
- 2) 火焰筒壁温梯度适中,最高壁温为 $640\text{ }^{\circ}\text{C}$,远低于所选材料的允许工作温度极限值,预计该燃烧室火焰筒的使用寿命较长.

参考文献:

- [1] Arthur H L, Dilip R B. Gas turbine combustion[M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 2010.
- [2] Arthur H L. Atomization and spray [M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1989.
- [3] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册第 9 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [4] Mellor A M. Design of modern turbine combustors[M]. London: Academic Press Inc., 1990.
- [5] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国. 高性能航空燃气轮机燃烧技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [6] Maskey H C, Marsh F X. The annular combustion chamber with centrifugal fuel injection[R]. SAE-444C, 1964.
- [7] Casimir R, Richard L T. Design of high heat release slinger combustor with rapid acceleration requirement[R]. SAE Paper 740167, 1974.
- [8] Werner J A, Prashant R P, Bryan H L. Visualization and fundamental analysis of liquid atomization by fuel slinger in small gas turbine engines[R]. AIAA-2002-3183, 2002.
- [9] Morishita T. A development of the fuel atomizing device utilizing high rotational speed[R]. ASME Paper 81-GT-180,

- 1981.
- [10] 王洪铭. WP-11 发动机的几个试验报告[R]. 北京:北京航空航天大学, BH-F131, 1978.
- [11] Kang Y L, Seong M C, Yeoung M H, et al. Ignition characteristics on the annular combustor with rotating fuel injection system[R]. ASME Paper GT2004-53233, 2004.
- [12] 宋双文, 蒋荣伟, 陈剑, 等. 离心甩油折流环燃烧室的性能试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1401-1404.
SONG Shuangwen, JIANG Rongwei, CHEN Jian, et al. Performance experiment of a reflection flow annular combustor with slinger[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1401-1404. (in Chinese)
- [13] Chandrasekhar U, Anbazhagan R, Suresh B, et al. Full-field temperature mapping and heat transfer analysis of aero gas turbine engine components through thermal painting[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE-2009-1358, 2009.
- [14] HONG Jie. Local thermal buckling analysis method of combustor liner[R]. ASME Paper GT2009-59635, 2009.
- [15] Bruno F, Lorenzo T, Lorenzo T, et al. Investigation of circular and shaped effusion cooling arrays for combustor liner application-part 1: experiment analysis[R]. ASME Paper GT2009-60037, 2009.
- [16] 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.