

文章编号:1000-8055(2012)10-2175-05

全环涡轮级间燃烧室性能试验

宋双文, 胡好生, 王梅娟, 陈 剑, 王录峰

(中国航空工业集团公司 航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 以涡轮级间燃烧室(ITB)应用于涡轴发动机为研究平台,根据 ITB 的应用环境,采用凹腔驻涡燃烧室作为涡轮级间燃烧室,设计加工了全环凹腔驻涡燃烧室试验件,并进行了性能试验研究.试验结果表明:该燃烧室的贫油点火边界余气系数为 10.2,降低驻涡凹腔体内外压差有利于点火;与常规燃烧室相比,燃烧室的燃烧效率偏低,但燃烧效率随进口温度的升高逐步加大;燃烧室的总压恢复系数较小,进口温度对燃烧室的总压恢复系数影响不大;燃烧室出口温度场分布较好,出口温度分布系数(OTDF)随进口温度的升高而减小;随着进口温度的提高,火焰筒壁温会局部偏高,火焰筒的冷却设计需优化改进.

关 键 词: 驻涡燃烧室; 涡轮级间燃烧室(ITB); 点火性能; 燃烧室性能; 火焰筒壁温

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on performance of annular interstage turbine burner

SONG Shuang-wen, HU Hao-sheng, WANG Mei-juan,
CHEN Jian, WANG Lu-feng(Aviation Powerplant Research Institute, Aviation Industry Corporation of China,
Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: According to the interstage turbine burner (ITB) operation condition, an ITB annular combustor test rig, which used trap vertex combustor design, was designed and manufactured based on ITB being used in a certain turbo-shaft engine, and combustor performance experiment study was performed. The results show that: the lower flammable limit of the ITB is 10.2, and it is favorable to ignite when the pressure difference between the inner of the cavity and the outer of the cavity is reduced. As compared with the ordinary combustor, the combustion efficiency of the ITB is lower, and the combustion efficiency improves when the inlet temperature increases. The total pressure recovery coefficient of the ITB is lower, and the variation of inlet temperature has a less effect on the pressure recovery coefficient. The outlet temperature distribution factor (OTDF) is good, and the outlet temperature distribution factor decreases when the inlet temperature increases. When the inlet temperature increases, the wall temperature of the liner would be partially higher, and the cooling design of the liner should be optimized.

Key words: trapped vortex combustor; interstage turbine burner (ITB);
ignition performance; combustor performance; liner wall temperature

收稿日期:2012-05-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2175_014.html

作者简介:宋双文(1966—),男,湖南双峰人,研究员,博士,主要研究方向为航空发动机燃烧室设计和试验.

涡轴发动机增大功率的主要方法是提高涡轮前进口温度或提高压气机压比。目前现役涡轴发动机的涡轮前进口温度已达 1800 K 以上, 压比达到 20 左右, 进一步提高涡轮前进口温度的难度越来越大, 而且由于材料的限制, 涡轮前进口温度的提高是有限的。这一切使得研发新的发动机技术来满足高性能涡轴发动机对提高功率的要求越来越迫切, 其中可能的方法之一是在燃气涡轮与动力涡轮之间增加一个燃烧室(即涡轮级间燃烧室), 在起飞时, 通过在涡轮级间燃烧室内加油燃烧, 提高动力涡轮进口温度, 从而提高发动机输出功率; 在巡航等低功率状态, 则关闭涡轮级间燃烧室。采用涡轮级间燃烧室可以有效提高涡轴发动机功质比, 也可解决直升机高原高温条件下起飞功率小的问题。

涡轮级间燃烧室设置在燃气涡轮与动力涡轮之间, 常规的燃烧室结构不能适应高进口气流马赫数(≥ 0.4)和高进口气流温度($\geq 500^\circ\text{C}$)的环境, 而凹腔驻涡燃烧室能在这样恶劣的环境工作, 因此采用凹腔驻涡燃烧室作为涡轮级间燃烧室。

在航空发动机中采用级间燃烧室技术的想法最早是由美国加州大学的 Sirignano 等于 1997 年提出的, 该想法提出后受到了美国军方和研究机构等方面的广泛关注, 并开展了大量研究工作^[1-4]。研究结果显示: 带 ITB 的发动机较传统发动机表现出优良的性能, 在单位耗油率略有提高的情况下, 发动机的单位推力有显著提高。美国空军研究实验室的研究结果表明可作为涡轮级间燃烧室的驻涡燃烧室在点火特性、熄火特性、高空点火等性能方面比常规燃烧室提高了 50%^[5]。美国空军研究试验室在 2000 年提出将驻涡燃烧技术用于级间燃烧室的超紧凑燃烧室(UCC), 并开展了系统的研究工作。研究结果显示: UCC 的火焰长度只有常规燃烧室的 50% 左右、贫油熄火边界较常规旋流稳焰方式扩大将近 4 倍、在宽广范围内燃烧效率在 99% 以上^[6]。

国内也开展了驻涡燃烧室的研究工作, 得到了关于驻涡燃烧室的点火性能、贫油性能、燃烧效率以及出口温度分布的影响规律^[7-9]。

根据掌握的公开文献, 目前对涡轮级间燃烧室应用于涡喷/涡扇发动机已经开展了大量的总体性能计算研究工作^[10-15], 而涡轮级间燃烧室应用于涡轴发动机的相关研究鲜见文献报道。

本文以把涡轮级间燃烧室应用于涡轴发动机为背景, 利用驻涡燃烧技术和涡轴发动机燃气涡轮

与动力涡轮之间的过渡段空间, 在国内首次设计并加工了全环涡轮级间燃烧室试验件, 开展全环涡轮级间燃烧室全参数性能试验, 录取了该涡轮级间燃烧室的点火性能、燃烧效率、总压恢复系数、出口温度分布及火焰筒壁温等参数。

1 试验系统及试验内容

1.1 试验件

全环涡轮级间燃烧室试验件由前机匣、后机匣、驻涡腔体、内壳体组件、蒸发管组件、点火电嘴、油管组件等组成, 试验件的结构简图见图 1, 凹腔内驻涡示意图见图 2。

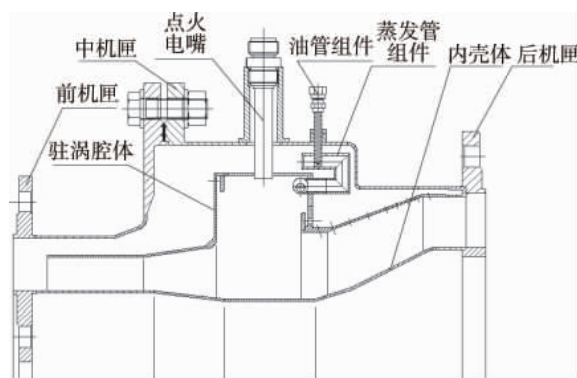


图 1 试验件示意图

Fig. 1 Sketch of annular combustor test pieces

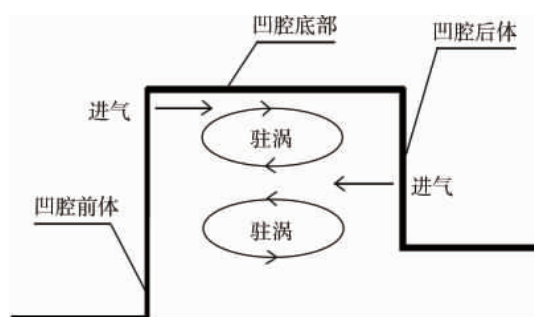


图 2 凹腔内驻涡示意图

Fig. 2 Sketch of trapped vortex in cavity

1.2 试验装置及测试系统

涡轮级间燃烧室设置在涡轴发动机燃气涡轮与动力涡轮之间, 为了模拟全环涡轮级间燃烧室真实的进口工作条件, 试验时涡轮级间燃烧室的进口与某涡轴发动机燃烧室的出口相接, 涡轴发动机燃烧室通过燃烧提供涡轮级间燃烧室进口需要的参数。

试验在中压燃烧室试验器上进行, 试验的压力、温度、流量等测量参数全部通过压力系统、数

采系统输入计算机,由专用的程序进行数据处理并绘制图表。

压力采用 PSI9016 压力系统测量,温度根据测量截面温度的不同分别采用镍铬-镍硅热电偶或双铂铑热电偶测量,然后进入 VXI(VMEbus Extension for instrumentation)数采系统进行采集处理。

进口静压采用壁面静压座测量,进口总压采用单点总压管测量,进口总温采用单点热电偶测量,进口截面测点示意图见图 3。出口总压和总温采用旋转位移机构测量:出口总温采用每支 5 个测点的梳状热电偶测量,5 个热电偶测点的径向分布按等距离设计。出口总压采用每支有 3 个测点的梳状总压耙测量,3 个测点的径向分布按等距离设计。在每只梳状总压耙上装 1 支静压管,出口截面 3 支静压管尽量不安排在同一环面上,出口截面测点示意图见图 4。燃烧效率的测定采用燃气分析法,在燃烧室试验件进口和出口截面均安装燃气取样探头,并进行燃气取样,其中出口截面的取样探头为出口总压管,整个出口截面安排

3 个不同环面的采样点。所有出口探针都安装在 1 个可以旋转的位移机构上,位移机构每隔 3.75° 旋转 1 次,一共录取 32 组数据。

根据所使用的测试设备,系统的测量精度如下:压力为 $\pm 0.5\%$,进口总温为 $\pm 3^{\circ}\text{C}$,出口总温为 $\pm 5^{\circ}\text{C}$,燃油流量为 $\pm 0.5\%$,空气流量为 $\pm 1.0\%$,示温漆判读精度 $\pm 25^{\circ}\text{C}$ 。

1.3 试验内容

试验内容包括:

- 1) 按表 1 中状态 1 的参数开展点火试验,找出燃烧室的贫油点火边界余气系数;
- 2) 按表 1 中给定的各个状态参数进行性能试验,录取燃烧室的燃烧效率 η 、总压恢复系数 σ 、出口平均温度、燃烧室出口温度分布系数(OT-DF)等性能参数;
- 3) 按表 1 中状态 1 的参数采用示温漆法进行火焰筒壁温试验,选用多变色不可逆示温漆(KN6),涂敷方法为喷涂,喷涂区域为 30° 扇形区。

表 1 试验状态参数
Table 1 Parameters of experimentation

状态	进口压力/ MPa	进口 马赫数	进口温度/ $^{\circ}\text{C}$	余气 系数
1	0.27	0.38	450	12.5
2	0.27	0.42	600	12.5
3	0.27	0.44	700	12.5
4	0.27	0.46	750	12.5

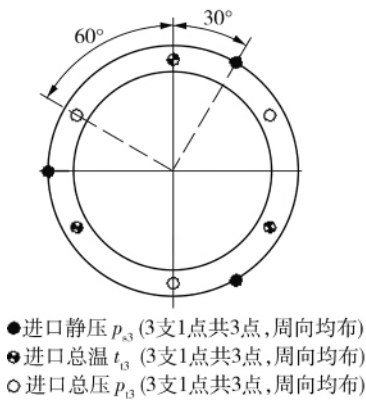


图 3 进口截面测点分布

Fig. 3 Distribution of measurement positions at the inlet

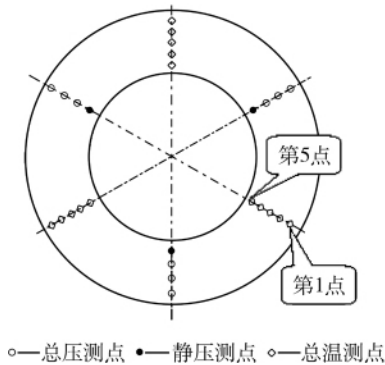


图 4 出口截面测点分布

Fig. 4 Distribution of measurement positions at the outlet

2 试验结果及分析

2.1 点火试验结果

按表 1 中状态 1 的参数开展点火性能试验,点火成功的余气系数为 10.2,远大于常规燃烧室的点火边界余气系数,并且点火和联焰时间短,火焰稳定。这是因为涡轮级间燃烧室采用的是凹腔驻涡,火焰在凹腔内燃烧,燃烧后的燃气与主流气体卷吸和掺混后流入动力涡轮,因此,涡轮级间燃烧室的点火边界宽。

2.2 燃烧室性能试验结果

按表 1 中状态 1-4 的参数开展燃烧室性能试验,4 种状态的进气压力、进气流量、燃油流量相同,进气温度不同。对各试验状态点,录取燃烧室的燃烧效率、总压恢复系数、出口温度分布系数,试验结果如下。

1) 燃烧效率

全环涡轮级间燃烧室试验件在不同进口温度条件下的燃烧效率见图 5。从图中可以看出:与常规燃烧室相比,燃烧效率偏低,在燃烧室进口温度为 450 °C 时,燃烧效率仅为 0.868。当进口温度增加至 750 °C 时,燃烧效率为 0.981,仍低于常规燃烧室的燃烧效率(一般大于 0.99)。燃烧效率偏低的主要原因是涡轮级间燃烧室的进口马赫数高,燃气停留时间过短,导致燃烧效率低。随着进口温度的升高,燃烧效率逐步加大,原因是涡轮级间燃烧室采用蒸发管喷嘴,进口温度高,有利于燃油的雾化和蒸发,从而使得燃烧效率提高。

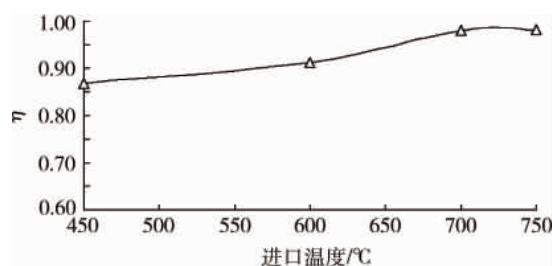


图 5 燃烧效率与进口温度关系图

Fig. 5 Combustion efficiency versus inlet temperature of combustor

2) 总压恢复系数

全环涡轮级间燃烧室试验件在表 1 的不同状态下的总压恢复系数见图 6。从图中可以看出:燃烧室的总压恢复系数较低,最大仅为 0.857,远低于常规燃烧室(一般大于 0.94)。原因为该燃烧室进口马赫数较高,大约为 0.4,较高的马赫数造成燃烧室总压损失偏大。

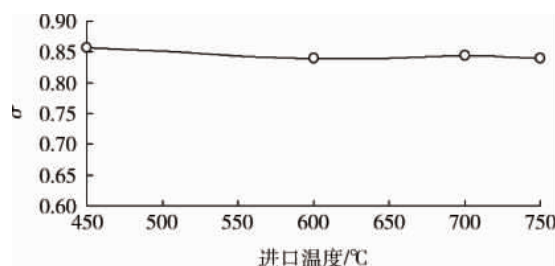


图 6 总压恢复系数与进口温度关系图

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient versus inlet temperature of combustor

3) 燃烧室出口温度分布系数

全环涡轮级间燃烧室试验件在不同进口温度条件下的出口温度分布系数 OTDF 和径向温度分布系数 RTDF (radial temperature distribution

factor) 分别见图 7 和图 8。从图 7 中可以看出:燃烧室出口温度分布较好,除状态 1 外,其它各状态点的 OTDF 均小于 0.3。随着进口温度的升高,燃烧室出口温度分布系数 OTDF 逐步减小。原因是随着主流温度的升高,进入蒸发管内的气体温度升高,有利于燃油的蒸发、雾化和掺混,同时良好的蒸发效果使得油气混合中可燃气体的比例增大,燃烧更加均匀,从而改善出口温度场。从图 8 可以看出,在不同的进口温度下,涡轮级间燃烧室的 RTDF 分布都比较合理。

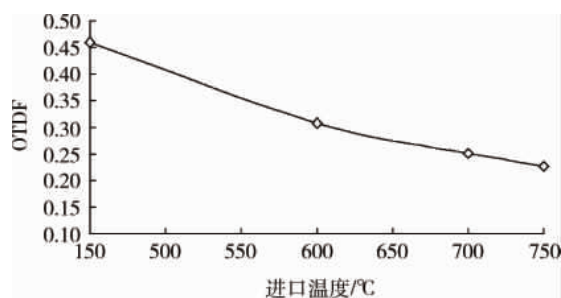


图 7 OTDF 与进口温度关系图

Fig. 7 OTDF versus inlet temperature of combustor

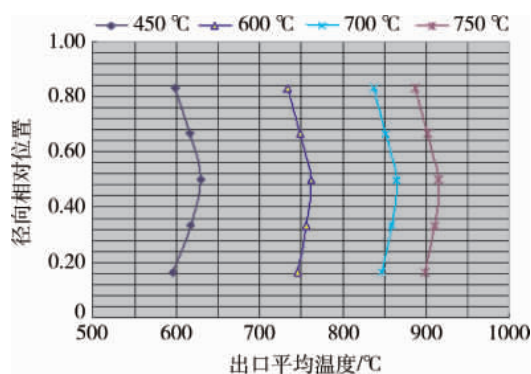


图 8 RTDF 与进口温度关系图

Fig. 8 RTDF versus inlet temperature of combustor

2.3 火焰筒壁温试验结果

壁温试验是在表 1 中状态 1 的参数条件下进行的,燃烧室进口温度为 450 °C,壁温试验结果见图 9。试验结果表明:火焰筒壁面温度分布较均匀,壁面温度为 500~850 °C,最高壁温为 850 °C,高温区位于驻涡腔体前壁面。由于燃烧主要集中在涡轮级间燃烧室的凹腔内进行,并且燃烧室进口气流的温度很高,冷却气的冷却效果会降低,因而火焰筒壁面温度较高,当燃烧室进口温度进一步提高时,火焰筒壁温也将进一步增加,局部可能超出材料的许用温度(900 °C),因此火焰筒的冷却设计将需进一步优化和改进。

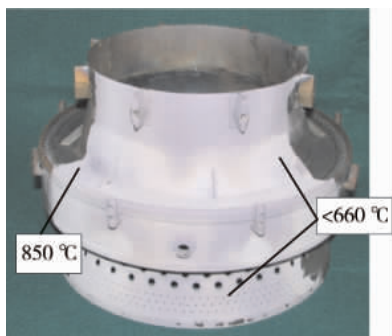


图 9 火焰筒壁温试验结果

Fig. 9 Wall temperature of the liner

3 结 论

以全环涡轮级间燃烧室试验件为研究对象,录取了该燃烧室的点火性能、燃烧效率、总压恢复系数、出口温度分布及火焰筒壁温等,初步验证了涡轮级间燃烧室在涡轴发动机上的应用可行性.主要结论如下:

1) 燃烧室点火成功的余气系数为 10.2;降低驻涡腔体内外压差后,凹腔内气流速度降低,有利于点火.

2) 与常规燃烧室相比,燃烧效率偏低,燃烧效率随着进口温度的升高而加大.

3) 与常规燃烧室相比,燃烧室的总压恢复系数偏低.

4) 燃烧室出口温度分布较好,出口温度分布系数随着进口温度的升高而减小.

5) 给定试验状态下的火焰筒壁温分布较均匀.当燃烧室进口温度进一步提高,火焰筒局部壁温会偏高,火焰筒的冷却设计需优化和改进.

参考文献:

- [1] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F, et al. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA 97-2701, 1997.
- [2] Siow Y K, Yang S L. Numerical study and design of inter-stage turbine burner[R]. AIAA 2002-3727, 2002.
- [3] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Numerical study of an inter-turbine burner (ITB) concept with curved radial vane[R]. AIAA 2007-649, 2007.
- [4] Mawid M A, Thornburg H, Sekar B, et al. Performance of an inter-turbine burner (ITB) concept with three-different vane cavity shapes[R]. AIAA-2006-4740, 2006.

- [5] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [6] Zelina J, Ehret J, Hancock R D, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[R]. AIAA-2002-3725, 2002.
- [7] 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)
- [8] 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 temperatures[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2280-2285. (in Chinese)
- [9] 何小民, 姚锋. 流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 810-813.
HE Xiaomin, YAO Feng. Effect of flow parameters and equivalence ratio on the trapped vortex combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 810-813. (in Chinese)
- [10] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners[R]. AIAA 2000-0741, 2000.
- [11] Liew K H, Urip E, Yang S L, et al. Complete parametric cycle analysis of a turbofan with interstage turbine burner[R]. AIAA 2003-0685, 2003.
- [12] Liew K H, Urip E, Yang S L, et al. Performance cycle analysis of a two-spool, separate-exhaust turbofan with interstage turbine burner[R]. AIAA 2004-3311, 2004.
- [13] 潘旭, 葛宁. 带涡轮燃烧室的涡扇发动机设计点性能分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 34-38.
PAN Xu, GE Ning. Parametric (on-design) analysis for a separate-exhaust turbofan engine with interstage turbine burner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 34-38. (in Chinese)
- [14] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increase through turbine burners[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 695-705.
- [15] Chen G, Hoffman M A, Davis R L. Improvements in gas-turbine performance through the use of multiple turbine inter-stage burners[R]. AIAA 2004-374, 2004.