

文章编号: 1000-8055 (2007) 09-1401-04

离心甩油折流环形燃烧室的性能试验

宋双文^{1,2}, 蒋荣伟², 陈 剑², 梁德旺¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 421002)

摘 要: 以某离心甩油折流燃烧室为研究对象, 采用试验的方法, 在不同的甩油盘转速下对其性能进行了研究. 研究表明, 该燃烧室具有较高的总压恢复系数, 燃烧室出口温度场分布不均匀系数 ($OTDF$) 小于 0.3, 燃烧室的燃烧效率 η 在 0.99 以上, 燃烧室的贫油熄火边界较窄. 该研究结果为折流燃烧室的设计提供了有益的参考.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 折流燃烧室; 离心甩油盘; 出口温度分布系数 ($OTDF$); 总压恢复系数; 熄火边界

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Performance experiment of a reflection flow annular combustor with slinger

SONG Shuang-wen^{1,2}, JIANG Rong-wei², CHEN Jian², LIANG De-wang¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 421002, China)

Abstract: An experimental study on performance of a slinger annular combustor was performed at various slinger rotary speeds. The experimental results show that it has a higher total pressure recovery coefficient and a narrow lean blowoff limit. The outlet temperature distribution factor is less than 0.3, and combustion efficiency is above 0.99. The experimental results provide technical support for this kinds of combustor design and development.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; annular combustor with slinger; slinger; outlet temperature distribution factor ($OTDF$); total pressure recovery coefficient; blowoff limit

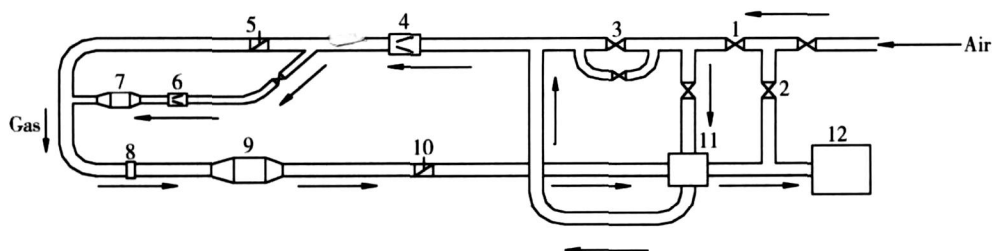
离心甩油折流环形燃烧室由于具有供油压力低、燃油雾化性能优良、雾化质量稳定、燃烧效率高以及高空性能好等优点而在中小型航空发动机上得到了广泛应用. 在世界中小型航空发动机市场上, 使用离心甩油盘的折流环形燃烧室占据了相当一部分的比例, 法国的 TM 公司先后生产了多种使用离心甩油折流燃烧室的发动机, 如: 阿都

斯特、阿斯泰阻、透默、马基拉和阿赫耶等. 美国的 Teledyne CAE 公司和威廉斯公司生产的大部分发动机也使用了离心甩油折流环形燃烧室, 而国内在役的涡轴发动机也基本上采用了这种结构的燃烧室, 如 WZ6, WZ8 等.

目前有关折流燃烧室可利用的公开资料很少, 而且发表的年代基本上是 20 世纪 80 年代以前.

收稿日期: 2007-03-26; 修订日期: 2007-06-22

作者简介: 宋双文 (1966-), 男, 湖南双峰人, 中国航空动力机械研究所研究员, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机燃烧室设计与试验的研究.



1. 进气调节阀 2. 放气调节阀 3. 冷气掺混阀 4. 流量喷嘴 5. 分流蝶阀 6. 流量喷嘴
7. 燃烧室试验件 8. 网格整流段 9. 加热器 10. 排气蝶阀 11. 换热器 12. 消音塔

图1 折流燃烧室试验器示意图

Fig.1 Setup of combustor test rig

文献[1-2]简单介绍了折流燃烧室的一般结构、优缺点和使用情况,文献[3]以J69-T-25为例,对早期航空发动机使用的中心供油离心电油折流环形燃烧室的结构及性能特点、工作原理和各种影响因素进行了介绍.文献[4]对一种弹用和靶机用发动机YJ402-CA-400上使用的高释热率、加速性能优良的折流环形燃烧室的性能特点进行了较详细的介绍.但在已公开发表的资料中,还没有专门介绍折流燃烧室性能试验研究的具体文献.为此,本文利用一离心电油折流环形燃烧室试验器,对一折流燃烧室的性能进行了比较详细的试验研究.本文的研究结果可为该类型燃烧室的设计提供可资借鉴的依据.

1 试验系统及试验件

1.1 试验系统

试验在一离心电油折流燃烧室性能试验器(如图1所示)上进行.该试验器主要由管路系统、加热器系统、进排气换热系统、气冷系统、水冷系统、电器系统、燃油系统、燃气分析系统、操纵系统、测试系统、电油盘动力系统、滑油系统、自动控制系统等组成.其中电油盘动力系统是一套高转速动力系统,采用了变频调速技术,使电油盘转速可连续可调.试验器采用一单管燃烧室作为加热器,通过全间接换热方式,保证试验件进口空气温度.燃油系统采用了先进的变频供油系统,具有全自动点火、调节、紧急停油等功能.

试验过程中,空气流量采用标准流量喷嘴测量,测量精度为 $\pm 1.0\%$.燃油流量采用涡轮流量计测量,测量精度为 $\pm 0.5\%$.

燃烧室进口总温由三支单点热电偶测量,总压由三支单点总压探针测量,静压由三点壁面静压孔通过四通连接来测量.其中,压力用PSI9016压力系统测量,测量精度为 $\pm 0.5\%$.温度根据测

量截面温度的不同,分别用镍铬-铑铜、铂铑10-铂计量,进入VXI数采系统进行处理,测量精度为 $\pm 1.0\%$.燃烧室出口截面温度和压力的测量用专门设计的旋转位移机构实现.此机构在可旋转 180° 的转盘上分别安装热电偶耙及压力耙,在总压测点中有四点用作燃气分析的取样点,燃气采样与测温同时进行.燃烧效率采用燃气分析方法来获得.所有的压力、温度、流量等测量参数全部输入计算机数据采集系统中进行分析处理.

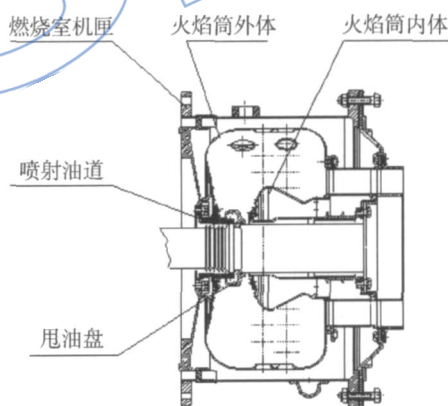
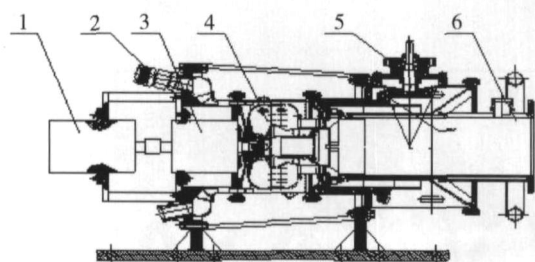


图2 试验件结构示意图

Fig.2 Scheme of test piece

1.2 试验件

试验件主要由火焰筒内外体、喷射油道、电油盘、点火系统及燃烧室机匣等组成,如图2所示.试验时,燃油由外部供油管通过安装在燃烧室机匣上的静止喷射油道喷入高速旋转电油盘内表面油腔,再通过电油盘上的喷油孔喷入火焰筒内.由于电油盘动力系统安装位置的影响,试验件的进气段采用金属软管连接进气,设计了专门的进气转接件,并在管路中布置了整流网,以保证进气均匀、稳定.试验件出口采用波纹管连接,其与内套间通冷却气冷却.整个试验段如图3所示.



1. 电主轴 2. 进气部件 3. 支撑体 4. 试验件
5. 位移机构 6. 冷却水套

图 3 试验段示意图

Fig. 3 Structure sketch of test section

2 试验数据的处理

燃烧室的燃烧效率采用下式计算

$$\eta = \frac{(W_a + W_f) H_u - W_a H_3 - W_f H_f}{W_f H_u} \quad (1)$$

式中 H_u 为燃料低热值 (kJ/kg); H_4 为出口截面的等温燃烧焓差 (kJ/kg); H_3 为进口截面的等温焓差 (kJ/kg); H_f 为燃油进口总焓 (kJ/kg); W_f 为燃油流量 (g/s); W_a 为空气总流量 (kg/s)。

出口温度分布系数

$$OTDF = \frac{t_{4max} - t_{4av}}{t_{4av} - t_{3av}} \quad (2)$$

出口温度径向分布系数

$$RTDF = \frac{t_{4rmax} - t_{4av}}{t_{4av} - t_{a3av}} \quad (3)$$

式中 t_{4rmax} 为出口温度沿径向分布峰值,燃气出口

平均温度 $t_{4av} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n t_{4i}$ 。

余气系数采用下式计算

$$\alpha = \frac{W_a}{14.7 W_f} \quad (4)$$

3 试验结果及分析

试验过程中燃烧室的试验状态参数见表 1 所示。试验内容为:(1)保持状态 1 下的燃烧室进口参数,电油盘不旋转,测量燃烧室冷态下的总压恢复系数;(2)分别在状态 1 和状态 2 下测量燃烧室

的燃烧效率 η 、总压恢复系数 σ 、出口温度场不均匀系数 $OTDF$ 、出口温度径向分布系数 $RTDF$ 和燃烧室的贫油熄火边界。

表 1 各试验状态参数

Table 1 Test conditions

参数	状态 1	状态 2
流量 W_a / (kg/s)	0.891	0.97
进口压力 p_3 / MPa	0.331	0.370
进口温度 t_3 / °C	170.3	183.6
电油盘转速 N / (r/min)	55 000	61 000

表 2 列出了各试验状态下燃烧室的性能参数的试验结果。可以看出,在冷态条件下,试验件的总压恢复系数 σ 为 0.932;而热态条件下,由于加热损失的存在,使得总压恢复系数较冷态有所下降,状态 1 的总压恢复系数为 0.922,状态 2 下的总压恢复系数为 0.925。由于折流燃烧室结构的特殊性,在本次试验中,出口总压测量点只能位于燃气涡轮导向器后面,因此,所测得的总压恢复系数值还包括燃气涡轮导向器的总压损失,从而使得试验件的总压恢复系数较常规值偏小。同时也可以明显看出,试验中测得的燃烧效率 η 均大于 0.99,这主要是由于在离心电油折流环形燃烧室中,燃油的雾化主要靠电油盘随发动机轴旋转产生的离心力来实现的,在高转速下电油盘燃油孔出口处产生的当量燃油压力非常高,使得燃油在电油盘出口处的绝对速度相当高(超过 200 m/s),从而使电油盘的雾化性能非常好,燃油的 SMD 值比常规可燃燃油滴直径小得多,加上油气混合均匀,使得这类燃烧室的火焰较短,从而导致折流燃烧室有较高的燃烧效率。

图 4 和图 5 分别示出了状态 1 和状态 2 时燃烧室出口的温度分布。可以明显看出,该燃烧室的出口温度场分布较好,在状态 1 下的 $OTDF$ 为 0.258,状态 2 下的 $OTDF$ 为 0.282,两种试验状态下 $RTDF$ 值均为 0.10。

表 2 各试验状态下的试验结果

Table 2 Results of the given test conditions

参数	t_3 / °C	p_3 / MPa	$OTDF$	$RTDF$	σ	η	N / (r/min)	备注
状态 1	172.1	0.331 6			0.932			冷态试验
状态 1	171.1	0.334	0.258	0.100	0.922	0.993	55 000	热态试验
状态 2	183.9	0.370	0.282	0.100	0.925	0.993	61 000	热态试验

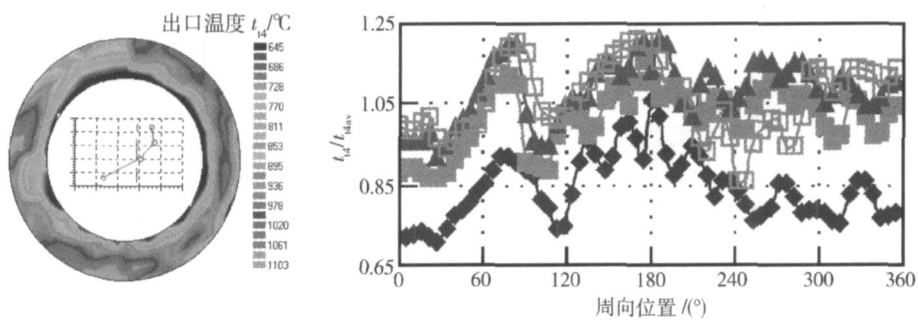


图 4 状态 1 出口温度分布图 (顺流看)

Fig. 4 Outlet temperature distribution of state 1 (View along flow direction)

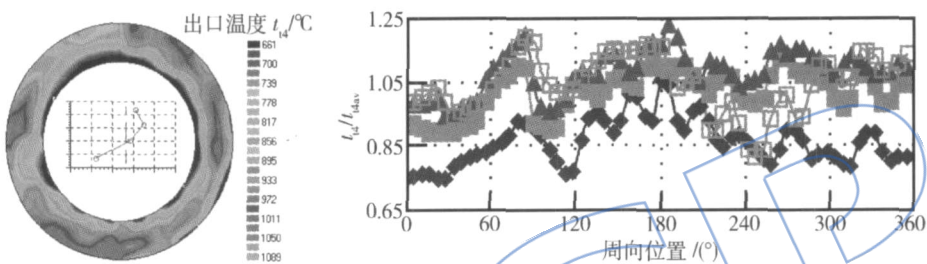


图 5 状态 2 出口温度分布图 (顺流看)

Fig. 5 Outlet temperature distribution of state 2 (View along flow direction)

表 3 示出了燃烧室的熄火特性.可以看出,在电油盘转速 N 为 61 000 r/min 时,燃烧室的贫油熄火余气系数 α 为 10 左右.这一方面是由于电油盘优良的雾化性能,使得燃油雾化后产生的油滴相当均匀,导致均质燃烧;另一方面,根据水流模拟试验的结果,该折流燃烧室采用单涡式火焰筒,保持火焰稳定的能力较差,最终导致其贫油熄火边界较窄.

表 3 贫油熄火试验结果 (电油盘转速 $N=61\,000\text{ r/min}$)

Table 3 Test results of lean blowoff limit
(Slinger rotary speed $N=61\,000\text{ r/min}$)

$t_{t3}/$ °C	$p_{t3}/$ MPa	$W_a/$ (kg/s)	$W_f/$ (g/s)	备注
183.0	0.368	0.981	11.3	5.91
182.9	0.365	0.983	9.4	7.14
182.8	0.369	0.970	8.8	7.48
182.7	0.368	0.979	7.8	8.52
182.2	0.365	0.997	7.1	9.55
182.1	0.363	0.993	6.7	10.10 熄火前
181.7	0.358	1.013	6.5	10.63 熄火后

4 结 论

根据以上分析,对于该试验用折流燃烧室,可

以得出如下结论:

- (1) 包括燃气涡轮导向器上的总压损失在内,状态 1 下的燃烧室总压恢复系数 σ 为 0.922 状态 2 下的燃烧室总压恢复系数为 0.925.
- (2) 燃烧室的出口温度场分布较好.在各试验状态下,其出口温度场分布不均匀系数 $OTDF$ 均小于 0.3.
- (3) 各试验状态下,燃烧效率 η 均大于 0.99;
- (4) 在电油盘转速为 61 000 r/min 时,燃烧室的贫油熄火边界较窄,贫油熄火余气系数 α 为 10 左右.

本次试验结果为了解折流燃烧室的性能特性提供了具体的试验验证,为该型燃烧室今后的研究提供了有力的技术支持.

参考文献:

[1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion [M]. Washington: Hemisphere Publishing Corp, 1983.

[2] Mellor A M. Design of modern turbine combustors [M]. New York, NY: Academic Press Inc, 1990.

[3] Maskey H C, Marsh F X. The annular combustion chamber with centrifugal fuel injection [R]. SAE-444C, 1962.

[4] Rogo C, Trauth R L. Design of high heat release slinger combustor with rapid acceleration requirement [R]. SAE-740167, 1974.