

文章编号: 1000-8055(2004)01-0142-06

三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究

袁怡祥, 林宇震, 刘高恩

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘要: 对有三旋流器的单头部燃烧室进行了燃烧性能的实验研究, 进行了慢车工况的贫油熄火过程及大工况的冒烟性能的研究。研究的因素考虑了不同的头部油气比(余气系数)及喷嘴形式(单或双油路)。研究结果表明: 头部余气系数小时改善了贫油熄火油气比; 同时, 三旋流器与双油路离心喷嘴组合方案的试验表明, 这种方案基本上能满足拓宽燃烧稳定工作范围的要求, 但其冒烟与要求相比, 其性能已与要求值相接近, 在这方面尚需进一步改善。

关键词: 航空、航天推进系统; 燃烧室; 航空发动机; 三级旋流; 贫油熄火; 冒烟

中图分类号: V 231.2

文献标识码: A

Combustor Dome Design with Three Swirlers for Widening the Operation Stability Range

YUAN Yi-xiang, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Combustor dome design with three swirlers was experimentally investigated in order taken to widen the operation stability range. The effects of different fuel-air ratio in dome and different injectors were taken into account. Experiment results exhibited that the increasing of fuel air ratio in dome had a good effect on fuel-air ratio at lean blowout, and showed that the design was promising with low fuel air ratio at lean blowout and acceptable smoke number. But at any rate some measures would still be needed to improve the performance of smoke number of the design.

Key words: aerospace propulsion system; combustor; aircraft engine; three swirlers; lean blowout; smoke

随着航空发动机推重比的不断增加, 所需油气比也相应提高, 燃烧室温升和单位容积释热率增加, 这就对航空发动机设计提出了更高的要求^[1]。其中一个重要问题是拓宽燃烧稳定工作范围。也就是保持慢车贫油熄火油气比以及增大设计点起飞状态的油气比。

军用航空发动机慢车工况的贫油熄火油气比

如果能小于或等于 0.005 的设计指标, 那么在高空一般就能燃烧稳定, 在机动飞行时不易熄火^[2]。而在设计点状态(起飞状态)则希望燃烧室油气比进一步加大, 目前趋势是从 0.025 加大到 0.035, 但同时仍要求冒烟数小于一定的数值(目前要求小于 20)。这些要求对于燃烧室流场结构组织以及头部喷雾系统的设计特别是主燃区的设计提出

收稿日期: 2003-03-06; 修订日期: 2003-06-30

作者简介: 袁怡祥(1973-), 男, 湖南长沙人, 北京航空航天大学航空发动机气动热力重点实验室博士生, 主要从事燃烧研究

了新的挑战。

本文的研究特点是采用了三级旋流器的头部结构, 总体思路是这样考虑的: 燃烧室的总油气比($m_{\text{f}}^{\circ}/m_{\text{a}}^{\circ}$)从 0.025 (目前的设计水平) 增加到 0.037, 燃烧室的气流量 $m_{\text{a}}^{\circ}/(\text{kg/s})$ 是发动机总体设计已经确定了的, 因此燃油流量 $m_{\text{f}}^{\circ}/(\text{kg/s})$ 必然需要增加很多, 为了减少冒烟就必须增加单头部的气量, 以维持头部主燃区内的油气比($m_{\text{f}}^{\circ}/m_{\text{a}}^{\circ}$)_{prime}不会过富(例如大于 0.09); 但主燃区气量增加的话必然会使贫油熄火油气比增加, 超过 0.005 的水平, 所以从设计方案来讲, 增强头部主燃区的混合过程, 采用三级旋流器来改善冒烟的倾向, 以扩大燃烧室稳定工作范围。

试验方案的特点是三级旋流器。喷嘴共有两种: 一种是单油路预膜式气动雾化喷嘴, 如图 1 所示; 另一种是双油路离心喷嘴, 如图 2 所示, 采用这种双油路喷嘴是为了在油气比这么宽的变化范围(0.005~0.037)内, 既能保证雾化质量而同时油压又不至于太高(不超过 6 MPa)。

1 实验方案、设备和实验模拟

1.1 实验方案

设计的燃烧室头部方案的头部余气系数有 0.4 和 0.5 两种情况, 采用了多种三级旋流器, 这些旋流器与空气雾化单油路预膜喷嘴配合使用, 共形成 8 种设计方案, 如图 1 所示。

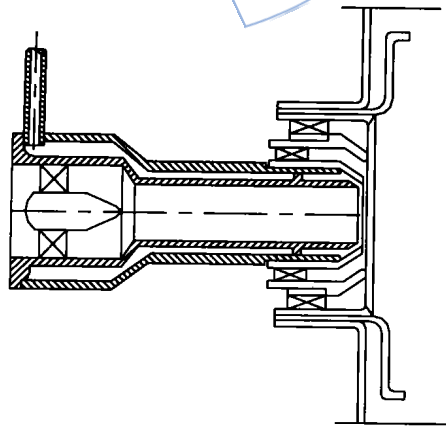


图 1 带三级旋流的单油路预膜喷嘴组合结构

Fig 1 Simplex injector with three swirlers

内旋流器有 2 种, 中间旋流器 4 种, 外旋流器 4 种。由于不同的三级旋流器的组合, 所以有不同的三级旋流器的有效流通面积之和, 从而有不同的头部气流量百分比, 可以组合出头部余气系数为 0.4 和 0.5 的情况。三级旋流器的结构参数如

表 1~ 表 3 所示, 表中的角度是指旋流器叶片与跟旋流器轴线相垂直的平面所成的角度。

表 1 内旋流器结构参数

Table 1 Structure of inner swirlers

序号	有效面积/ mm^2	角度/ $(^\circ)$
1	69	45
2	46	45

表 2 中间旋流器结构参数

Table 2 Structure of middle swirlers

序号	有效面积/ mm^2	角度/ $(^\circ)$
1	90	40
2	61	40
3	90	- 40
4	61	- 40

表 3 外旋流器结构参数

Table 3 Structure of outer swirlers

序号	有效面积/ mm^2	角度/ $(^\circ)$
1	123	40
2	84	40
3	123	- 40
4	84	- 40

头部余气系数 α_b 的定义是:

$$\alpha_b = m_{a,D}^{\circ}/(m_{\text{f}}^{\circ} \times L_0)$$

式中: $m_{a,D}^{\circ}/(\text{kg/s})$ 是头部空气流量, 亦即火焰筒主燃孔以前截面的空气流量, $m_{\text{f}}^{\circ}/(\text{kg/s})$ 是燃油流量, $L_0 \approx 14.7$ 。

从三级旋流器的众多不同的组合中, 从中选取头部余气系数为 0.4 和 0.5 的两类组合, 作为旋流器配置的方案, 分别命名为方案 1 至方案 8, 如表 4 所示。

以方案 7 为例, 方案 7 的旋流器组合方式为 2- 4- 2。它表示: 内旋流器用表 1 中的 2 号旋流器, 中旋流器用表 2 中的 4 号旋流器, 内旋流器用表 3 中的 2 号旋流器。

从喷嘴出来的燃油旋向与内旋流器的旋向相反。头部余气系数 $\alpha_b = 0.5$ 和 $\alpha_b = 0.4$ 两方案比较时, 三级旋流器的流量分配是相同的(内旋流器

流量流通面积：中间旋流器流通面积：外旋流器
流通面积= 24%：32%：44%)。

表 4 组合方案
Table 4 Assembled designs

方案	旋流器组合方式 内- 中- 外	α
1	1- 1- 1	0.5
2	1- 1- 3	0.5
3	1- 3- 1	0.5
4	1- 3- 3	0.5
5	2- 2- 2	0.4
6	2- 2- 4	0.4
7	2- 4- 2	0.4
8	2- 4- 4	0.4

路喷嘴与各种三旋流器配合之外, 还有一种方案 9 (头部余气系数 $\alpha = 0.4$), 它是压力雾化双油路离心喷嘴与三级旋流器的组合, 如图 2 所示。

图 2 中三级旋流器与双油路离心喷嘴匹配, 其中内旋流器为孔形周向进气式旋流器 (内旋流器的旋向与燃油旋向相反), 中、外旋流器为轴向式, 其结构参数如下表 5 所示。

表 5 方案 9 的旋流器结构参数
Table 5 Structure of design 9's swirlers

旋流器	有效面积/mm ²	角度/(°)
内	47	
中	60	- 40
外	83	40

研究的燃烧室头部方案中, 除了上述的单油

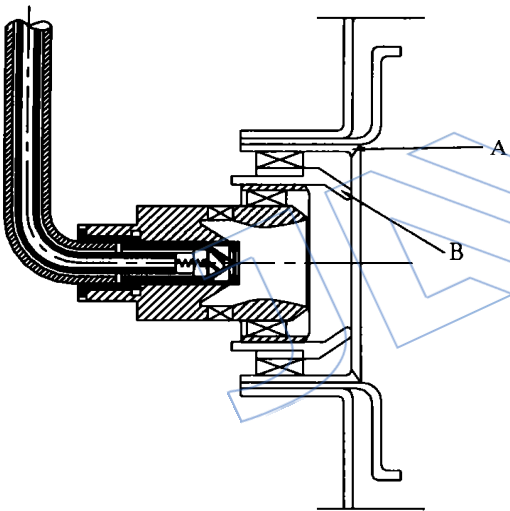


图 2 带三级旋流的双油路离心喷嘴组合结构

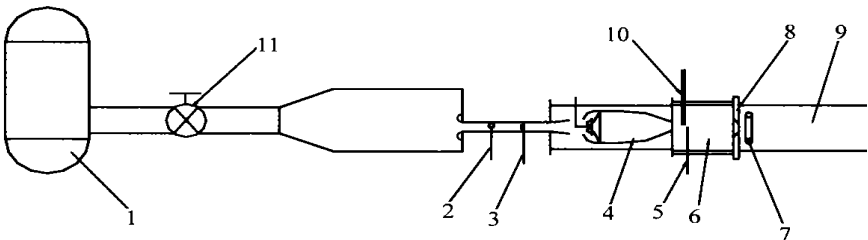
Fig 2 Dual fuel route injector w with three swirlers

根据上面的 9 个方案, 利用单头部矩形燃烧室来进行模拟实验, 先做进气为常温的贫油熄火实验。做贫油熄火试验时, 保持流量不变 (或者燃烧室进口速度系数不变), 然后平缓的减小燃油流量, 直至贫油熄火发生。在贫油熄火试验的基础上选出贫油熄火油气比较好的旋流器的组合方案来做设计点 (亦即起飞状态) 的冒烟试验, 看其是否满足冒烟的要求。

1.2 实验系统

单头部燃烧室实验台结构示意图如图 3 所示。该试验台主要由高压气罐 (提供试验燃烧室进口空气)、前测量段 (测量试验燃烧室空气进口压力、进口温度) 及临界喷口 (用于限制试验燃烧室流量, 保持试验燃烧室的进口压力) 等组成。试验台用于发动机单头部燃烧室试验。

燃烧室进口温度用单点测量, 测点位置在 2/3 倍进气段中心到壁面的距离处。



1 高压气罐 2 测温热电偶 (T_3^*) 3 总、静压测量 (P_3^*, P_3) 4 燃烧试验件 5 测温热电偶 (T_4^*)
6 冷却水套 7 冷却水环 8 临界喷口 9 排气出口段 10 烟气取样感头 11 调节阀

图 3 单头部燃烧试验台

Fig 3 Simplex dome combustor test system

与图 3 中的 10(烟气取样感头)相连接的是烟气测量管路。冒烟的取样应注意取样的冻结与保温,在本试验中的取样是按三点平均取样,取样的孔径为 1 mm,采用气动及水冷来冻结取样物的化学反应,然后取样管路保温于 120℃左右,以防止气相物冷凝。

1.3 矩形单头部燃烧室

单头部燃烧室为对称的矩形试验件,由进口测量段、燃烧段机匣、火焰筒、燃油喷嘴和点火电嘴五个部件组成。喷嘴安装座和火焰筒头部设计考虑了采用不同方案进行试验的要求,根据试验需要可以更换不同的燃油喷嘴和火焰筒头部装置。矩形试验段按全环形燃烧室的一个头部设计,全环形的头部间距(弧长)为 87.3 mm。考虑到侧壁进口附面层的影响,气流通道宽度定为 92 mm。

1.4 实验模拟的考虑

发动机燃烧室的工况如表 6 所示。

表 6 燃烧室工况参数表

Table 6 Combustor operation condition

参 数	设计点工况	慢车工况
P_3^*/MPa	2.5	0.374
T_3^*/K	800	447
$\dot{m}_a/(\text{kg/s})$	2.33	0.46
λ	0.21	0.21
$\dot{m}_f/\dot{m}_a$	0.037	0.01

下面 2.4.1 和 2.4.2 的分析是为了说明在比较表 6 中的进气温度和进气压力稍低的燃烧室工况下进行模拟试验也是可行的。

2.4.1 贫油熄火试验的模拟

贫油熄火的问题,通常是以慢车工况的贫油熄火油气比来衡量,所以原则上应该模拟表 6 中的慢车工况,其中 T_3^* 是 447 K。但存在有这样一个问题:实验设备中的加热器是直接加热器。直接加热产生的燃烧污染物直接进入燃烧室,而且消耗燃烧室进气中的部分氧。Baxter 和 Lefebvre 的研究结果^[3,4]表明,它对贫油熄火产生很大的负面影响。故本文不采用直接加热器,令燃烧室常温进气,实验时的 T_3^* 为 288 K,所以 T_3^* 并未实际模拟。但 T_3^* 的差别的影响是可以估计的。

Lefebvre 根据对各种各样燃烧室的贫油熄火油气比的研究,推荐用下面的半经验公式^[4]:

$$q_{\text{bo}} = \left(\frac{A f_{\text{pz}}}{V_c} \right) \left(\frac{\dot{m}_a}{P_3^{1.3} \exp(T_3/300)} \right) \cdot \left(\frac{d_0^2}{\beta CV} \right) \left(\frac{d_0 \text{ at } T_f}{d_0 \text{ at } 277.5 \text{ K}} \right)^2 \quad (1)$$

来估算贫油熄火油气比。公式(1)中, q_{bo} 是指贫油熄火油气比。 A 是特定燃烧室的一个常量。 P_3^* 是燃烧室进气压力, T_3^* 是燃烧室进气温度, $\dot{m}_a$ 是燃烧室进气流量, d_0 是油珠 SMD 直径(Sauter mean diameter)。 β 是对流蒸发系数, LCV 是燃油低热值, V_c 是掺混孔上游的燃烧室容积, f_{pz} 是主燃区空气量占总气量的百分数,最后一个括号的内容意思是:以温度 277.5 K 为基准来比较油滴大小的影响。

公式(1)中除了第二个括号中的内容以外,其他括号中的内容都是修正项,在温度差别很小的前提下,其他括号中的值的变化也很小,可以视为常量。

由于 $T_3 \approx T_3^*$, $P_3 \approx P_3^*$, 又根据气流量公式知道 $\dot{m}_a = C_1 P_3^* q(\lambda) / \sqrt{T_3^*}$, 其中 $C_1, q(\lambda)$ 为常数。把它们代入式(1)中的第二个括号,则:

$$q_{\text{bo}} \approx \frac{C_2}{P_3^{0.3} \exp(T_3/300) \sqrt{T_3}}$$

式中: C_2 为常量。

这样,贫油熄火油气比就变成了进气温度和压力的函数,所以,假设试验得到 $T_3 = 288 \text{ K}$ 的 q_{bo} , 就可以求得 C_2 , 而真实工况 $T_3 = 447 \text{ K}$ 的 q_{bo} 就可以估算出来了。

1.4.2 冒烟试验的模拟

燃烧室冒烟最为严重的工况是飞机起飞状态,通常的设计标准是该状态下 $SN_8 < 20$ 。所以相应的试验研究应该模拟起飞工况,亦即表 6 中所示的设计点工况。上述的 SN 是冒烟数(Smoke Number),下标 8 是指发动机尾喷口(而非燃烧室出口)截面。燃烧试验的数据是,下标 4 代表燃烧室出口截面,由于外涵道空气的加入,通常 $SN_8 < SN_4$ 。在模拟实验中,同样的问题在于 T_3^* 的模拟,因为实验设备的加热器是直接加热(燃油及空气),这样模拟 T_3^* 完全可能因为直接加热器的冒烟而干扰了燃烧室的冒烟。因此在实验中不采用加热器,亦即 $T_3^* = 288 \text{ K}$,另外令 $P_3^* = 10 \text{ MPa}$, 这样只模拟起飞状态的 $\dot{m}_a, \lambda$ 及油气比 $\dot{m}_f/\dot{m}_a$, 而这样模拟工况的差异对冒烟的影响可以由半经验公式来估计,例如:

$$SN_8 = 2.62 + 0.83(\ln S_s)$$

其中:

$$S_s = \left[\left(\frac{P_3}{2.718} \right) \left(\frac{\dot{m}_f/\dot{m}_a}{29.2} \right) \left(\frac{929.7}{T_3} \right) \right]^{1.5} \times \left(\frac{\dot{m}_a/P_3}{15.92} \right)$$

总的来讲, 上述模拟状态的 P_3 及 T_3 比实际工况的均要小, 但从上述半经验公式亦可见, 这样的模拟是倾向于更保险而留有余地, 因为按上述关系, 进口温度的影响比进口压力的影响要大很多。而进口温度的降低, 显然会使冒烟更严重。

2 模拟试验结果及分析

2.1 头部余气系数的不同对贫油熄火油气比的影响

采用二种不同的头部余气系数, 即 $\alpha_b = 0.5$ 和 $\alpha_b = 0.4$, 该两种情况的不同方案的模拟实验结果如下表 7 所示。

表 7 中贫油熄火油气比 $\dot{m}_f/\dot{m}_a$, 也即公式(1)中的 q_{lbo} , 其中 $\dot{m}_a/(kg/s)$ 是贫熄时的空气流量, $\dot{m}_f/(kg/s)$ 是贫熄时的燃油流量。

从表 7 可以看出, 头部余气系数 $\alpha_b = 0.4$ 的方案总体上好于 $\alpha_b = 0.5$ 的方案。头部余气系数为 0.4 的方案 7 的贫油熄火油气比最低。

注意到公式(1)中 f_{pz} 的和 $\dot{m}_a$, 把二者乘起来, $f_{pz}\dot{m}_a$ 表示的意思就是主燃区(参与燃烧)的空气量, 对燃烧稳定起着至关重要的作用。

因为其他的条件都相同, 头部余气系数越小, 表示头部的空气流量越少, 按照主燃区的回流区的均匀搅拌器理论, 则是有更多的热量传递给新鲜的混气, 从而火焰更难以熄灭, 燃烧稳定性得到增强, 于是贫油熄火油气比也就比头部余气系数大的更小些。另外, 根据公式(1), $f_{pz}\dot{m}_a$ 的减小, T_3 的增加, 都会导致 q_{lbo} 的下降, 这与上面的分析是一致的。

2.2 方案 7 与方案 9 的模拟试验结果的比较

方案 9 和方案 7 的贫油熄火试验结果如下表 8 所示。

由此可知, 方案 9 比方案 7 的贫油熄火油气比更低。

2.3 冒烟实验结果

对方案 9 进行模拟设计点工况的冒烟试验, 得到表 9 所示的结果。

表 9 中, SN_8 是根据 F101 发动机的经验关系式由模拟试验结果 SN_4 推算得到的, 所以这里的 SN_8 只是一个作为定性评价的参考。由表 9 的

表 7 头部余气系数 0.4、0.5 的贫油熄火油气比对比

Table 7 Lean blowout fuel air ratio's contrast

方案	α_b	模拟试验工况	熄火油气比 $\dot{m}_f/\dot{m}_a$
方案 1	0.5	$P_3^* = 0.374 \text{ MPa}$ $T_3^* = 288 \text{ K}$ $\dot{m}_a = 0.46 \text{ kg/s}$ $\lambda_b = 0.21$ $\dot{m}_f/\dot{m}_a = 0.01$	0.0124, 0.013
方案 2	0.5		0.012, 0.013
方案 3	0.5		0.0078, 0.0080
方案 4	0.5		0.0064, 0.0067
方案 5	0.4		0.0061, 0.0062
方案 6	0.4		0.0066, 0.0067
方案 7	0.4		0.0049, 0.005
方案 8	0.4		0.0063, 0.0065

表 8 不同喷嘴的试验结果对比

Table 8 Test result's contrast between various injectors

方案	不同的特点	α_b	熄火油气比 $\dot{m}_f/\dot{m}_a$
方案 9	双油路离心喷嘴	0.4	0.0047, 0.00475
方案 7	单油路空气雾化喷嘴	0.4	0.0049, 0.005

表 9 模拟试验冒烟结果
Table 9 Smoke number obtained from test

P_3^*/MPa	T_3^*/K	λ_3	$\dot{m}_a/(\text{kg/s})$	$\dot{m}_t/\dot{m}_a$	SN_4	SN_8
1.067	288	0.21	1.461	0.0365	24	8
1.01	288	0.21	1.475	0.0367	25	8.5

SN_4 可知, 结果不太理想冒烟数较大, 需仔细分析喷嘴附近的回流区和头部流场的回流区。

本文的单头部矩形燃烧室是模拟设计点的总油气比为 0.035 来设计的。方案 9 的头部余气系数为: $\alpha_6 = 0.4$ 。算得设计状态时的头部油气比为 0.17, 而化学恰当的油气比是 0.0667, 所以设计点时燃烧室头部为富油头部。在如此富油的情况下, 应该使得燃油尽可能的和头部进气迅速掺混, 这对于燃烧室内的点火、燃烧稳定性以及其他燃烧性能有非常重要的影响。从图 2 来分析旋流器的几何结构, 可以发现外旋流器出口处的外罩角(即图 2 中线 A 指向的小尖角)倾斜不够, 气流通过外旋流器的叶片通道后将要流向一个扩张区域, 即图 2 中线 A 和线 B 所夹的区域, 这样的区域内气量很小而油量仍不小, 形成局部富油, 这可能是导致冒烟数较大的原因。

总之, 以上的试验结果表明了方案 9 是对于高温升燃烧室很有潜力的方案, 它一方面可以在很宽的油气比范围内工作(0.005~0.037), 同时慢车工况的贫油熄火油气比能满足设计指标, 该方案的冒烟数 SN_8 也能满足要求, 但冒烟性能并不很满意, 尚有待进一步改进。

3 结 论

试验结果表明:

- (1) 慢车时头部余气系数为 0.4 的熄火油气比要小于头部余气系数为 0.5 的熄火油气比, 方案 9 的贫油熄火油气比最低。单油路空气雾化喷嘴与三旋流器的组合方案里面最好的是方案 7。头部余气系数小时改善了贫油熄火油气比。
- (2) 方案 9 的试验表明, 外旋流器的外罩角倾斜不够, 可能是造成该方案冒烟稍高的主要原因, 有待进一步的分析并改进。
- (3) 方案 9 是一种很有希望的拓宽燃烧稳定工作范围的方案。

参考文献

[1] Sikorski R L. An Overview of Some Combustion System Development Programs[R]. AIAA Paper 98- 3267.
[2] Bahr D W. Technology for the Design of High Temperature Rise Combustor[R]. AIAA Paper 85- 12925
[3] Baxter M R, Lefebvre A H. Weak Extinction Limits of Large Scale Flameholders[J]. Journal of Engineering for Power, 114 (4): 776- 782, 1992
[4] Lefebvre A H. Gas Turbine Combustion, Second Edition [M]. Taylor and Francis, USA, 1999